

TESI DI LAUREA
IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
INDIRIZZO SPAZIALE

**STUDIO DI UN VEICOLO SPAZIALE
CON PROPULSIONE NUCLEARE-ELETTRICA**

Giulio Malventi

Anno Accademico 2002-2003





Università degli studi di Pisa
Facoltà di ingegneria

Tesi di laurea in Ingegneria Aerospaziale
Indirizzo Spaziale

**STUDIO DI UN VEICOLO SPAZIALE
CON PROPULSIONE NUCLEARE-ELETTRICA**

Candidato
Giulio Malventi

Relatori
Prof F. Paganucci Prof M. Andrenucci

Anno Accademico 2002-2003

Indice

Premessa	7
1 Introduzione al reattore	9
1.1 Cenni sulla fissione nucleare	9
1.2 Breve cronologia dei sistemi nucleari spaziali	10
1.3 Il reattore a tubi di calore	12
2 Introduzione ai propulsori	15
2.1 Cenni di propulsione MPD	15
2.1.1 Processo accelerativo	15
2.1.2 Processi di ionizzazione del propellente	18
2.1.3 Moto delle particelle ionizzate	20
2.1.4 Classificazione dei propulsori MPD	22
2.1.5 Caratteristica e fenomeni di malfunzionamento	24
2.1.6 Effetti dell'applicazione di un campo esterno	27
2.2 Concetti di propulsori MPD	27
2.2.1 Propulsore al litio	27
2.2.2 Propulsore HPT	29
3 Modello dei propulsori	33
3.1 Modello della spinta	33
3.1.1 Contributo dovuto al campo magnetico autoindotto	34
3.1.2 Contributo gasdinamico	35
3.1.3 Contributo dovuto al campo magnetico applicato	36
3.2 Modello della corrente critica	36
3.3 Modello della potenza	40
3.4 Sinossi della procedura per calcolatore	41
3.5 Calibrazione e verifica dei modelli	45

4	Studio di sistema	49
4.1	Ipotesi di missione	51
4.2	Dimensionamento dei propulsori	51
4.3	Scelta della forma del veicolo	53
4.3.1	Scelta della configurazione	55
4.4	Dimensionamento della gestione di potenza	56
4.5	Dimensionamento del generatore	59
4.5.1	Dimensionamento del convertitore	59
4.5.2	Dimensionamento del reattore	63
4.5.3	Dimensionamento del radiatore	64
4.6	Calcolo del propellente e del tempo di spinta	66
5	Conclusioni e sviluppi futuri	67
5.1	Conclusioni	67
5.2	Ulteriori sviluppi	69
	Appendici	70
A	Programmi	71
A.1	Modello del propulsore MPD	71
A.1.1	f4.m	71
A.1.2	dk	72
A.1.3	dTec	72
A.1.4	mpd.m	73
A.1.5	mpd_ed	80
A.1.6	mpd_sper.m	82
A.1.7	mpd_ver.m	83
A.1.8	mpd_ver_tv.m	84
A.1.9	mpd_tv.m	85
A.1.10	mpd_ver_vv.m	86
A.1.11	mpd_vv.m	87
A.2	Scelta dei propulsori	88
A.2.1	mintreq	88
A.2.2	thrusters.m	88
A.2.3	critical.m	90
A.3	Dimensionamento dei radiatori	95
A.3.1	ars	95
A.3.2	radplagen.m	95
A.3.3	radiator2.m	97
A.3.4	radiator3.m	97
A.4	Dimensionamento della gestione di potenza	98

A.4.1	td	98
A.4.2	extstruct	98
A.4.3	ppm.m	98
A.5	Dimensionamento del convertitore	102
A.5.1	conversion.m	102
A.6	Studio del sistema	105
A.6.1	sc	105
A.6.2	nepvm.m	105
A.7	Accessori	116
A.7.1	clotab.m	116
A.7.2	numastr.m	117
A.7.3	pran.m	117
A.7.4	pval.m	118
A.7.5	opetab.m	118
A.7.6	um.m	118
B	Risultati	121
C	Disegni	185
	Bibliografia	190

Premessa

Da tempo si ritiene che i sistemi di propulsione elettrica meritino il ruolo di protagonisti nel campo della propulsione spaziale primaria; la peculiarità di avere un impulso specifico¹ di un ordine di grandezza superiore a quello dei propulsori chimici tradizionali, permetterebbe di eseguire molte delle classi di missione di attuale interesse con un notevole risparmio di propellente², e di consentirne di nuove tra quelle difficilmente realizzabili in un tempo d'interesse pratico con la tecnologia tradizionale³. Essi non si basano, in generale, sulla natura reattiva dei propellenti per ottenere l'energizzazione del flusso, ma ne provvedono l'accelerazione per mezzo di sistemi elettrici di svariata natura. L'elevato assorbimento che li accomuna⁴, accoppiato alla relativa "carestia energetica" propria dei veicoli spaziali ordinari e all'impossibilità di realizzare, quando per motivi tecnologici, quando per economici o politici, generatori elettrici di alta potenza, ne ha però in un certo qual modo rallentato lo sviluppo e limitato l'applicazione a casi eccezionali o a nicchie ridotte del quadro propulsivo nelle quali si possa accettare un tempo di funzionamento molto lungo o si abbisogni di variazioni di velocità piuttosto contenute.

Recentemente però, in seguito ad un rinnovato interesse della comunità scientifica e delle agenzie spaziali per l'esplorazione del sistema solare (del Pianeta Rosso in particolare) e spinti da nuove idee e possibilità tecnologiche, sono riemersi progetti che si prefiggono lo sviluppo di sistemi di alimentazione per uso spaziale di potenza superiore al centinaio di chilowatt nell'arco di una decade. Questo studio vuol essere un esempio di come si può procedere al dimensionamento preliminare di un veicolo spaziale automatico mediante l'accoppiamento di un generatore a fissione nucleare con conversione di potenza dinamica e di propulsione elettrica di tipo magnetoplasmadinamico.

Nei primi due capitoli si cerca di introdurre brevemente il lettore ai concetti

¹o, che dir si voglia, una velocità di scarico del propellente.

²permettendo quindi di ridurre i costi di lancio o, con lo stesso lanciatore, di aumentare la massa del carico utile.

³come ad esempio la messa in orbita di una sonda intorno a uno dei pianeti più lontani.

⁴dell'ordine di decine di chilowatt per newton di spinta prodotta.

fondamentali della generazione di potenza nucleare e della propulsione magnetoplasmadinamica, presentando le possibili soluzioni tecnologiche a cui si fa riferimento in seguito. Nel terzo capitolo si presenta il modello sviluppato per valutare le prestazioni del propulsore e nel quarto la logica che porta alla determinazione delle caratteristiche del sistema. Il quinto capitolo espone le conclusioni e suggerisce alcuni spunti per sviluppi futuri.

Le appendici riportano i programmi in ambiente Octave/Matlab realizzati sulla base dei modelli proposti ed alcuni esempi di sistema dimensionati col loro utilizzo.

Capitolo 1

Introduzione al reattore

1.1 Cenni sulla fissione nucleare

La fissione è un processo largamente utilizzato per la produzione di energia a terra nei cosiddetti *reattori nucleari*. Il processo fondamentale su cui essa si basa è la scissione di un nucleo atomico relativamente pesante in due o più leggeri. La massa combinata dei prodotti di tale divisione risulta leggermente minore di quella dei reagenti; questa mancanza si ripresenta sotto forma di aumento dell'energia totale, e in definitiva di un riscaldamento del reattore, che può essere utilizzato per l'azionamento di macchine termiche e la generazione di potenza elettrica. La fissione è generalmente ottenuta mediante bombardamento di neutroni che, essendo privi di carica elettrica, possono avvicinarsi e colpire il nucleo da fissionare a qualsiasi velocità. Ogni suddivisione genera a sua volta alcuni neutroni, che possono fissionare altri nuclei instaurando una reazione a catena che si sostenga autonomamente (fig. 1.1).

I neutroni di fissione possono possedere una velocità variabile in un largo intervallo, con una media nell'ordine di un decimo della velocità della luce, e vengono successivamente decelerati dagli urti con altri atomi. Essi vengono usualmente classificati come *veloci*, *intermedi* o *lenti*; tra gli ultimi vi sono quelli che sono stati rallentati fino a raggiungere le energie degli atomi del combustibile, che vengono per questo denominati *termici*.

I due isotopi U^{238} e Th^{232} , che si trovano in natura, vengono chiamati *fertili*, poiché possono essere scissi per mezzo di neutroni veloci per dare origine ai cosiddetti *nuclei fissionabili* U^{233} , U^{235} e Pu^{239} , che possono essere divisi da neutroni di qualsiasi energia. Una massa di combustibile nucleare naturale, ad esempio uranio, non può essere tuttavia utilizzata direttamente per la creazione di un reattore; in essa infatti la probabilità di fissionare l'abbondante U^{238} (presente in percentuale superiore al 99%) è piuttosto bassa, perché i neutroni generati dalla

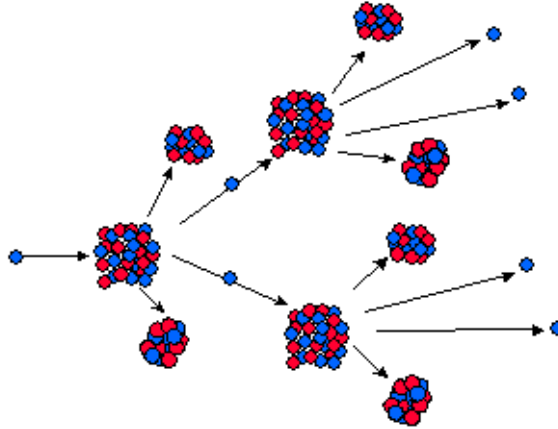


Figura 1.1: Esempio di reazione a catena [44]

reazione sono rallentati rapidamente; molti di essi inoltre vengono catturati dallo stesso U^{238} nel regime intermedio in reazioni non di fissione. I rimanenti possono reagire con gli isotopi fissionabili, ma il numero di neutroni prodotti dalle reazioni successive non sono sufficienti a sostenere la catena. Si dice in questo caso che il reattore non raggiunge la *criticità*.

Si può ovviare al detto inconveniente in due modi diversi. Il primo prevede la divisione del combustibile in piccoli elementi separati da un materiale che abbia la capacità di rallentare i neutroni senza assorbirne in maniera rilevante, e lasciare ad esso il compito della decelerazione fino al regime termico. Tale materiale si chiama generalmente *moderatore* e un reattore che lo impieghi si dice *termico*.

La strada alternativa è quella di arricchire il combustibile in isotopi fissili prima dell'accensione in modo che il reattore riesca comunque a divenire critico. Questo tipo di reattore si dice *veloce*, ed è il più appropriato per impieghi spaziali poiché, mancando il moderatore, la sua massa è più contenuta.

1.2 Breve cronologia dei sistemi nucleari spaziali

La possibilità di sfruttare l'energia nucleare nello spazio è stata considerata fin dagli albori dell'era spaziale. La promessa di una fonte di energia virtualmente illimitata e indipendente da fattori esterni ha fatto sì che i più importanti soggetti coinvolti nella ricerca spaziale abbiano dedicato ingenti sforzi allo studio e alla realizzazione di diversi sistemi che permettessero l'utilizzo di tale risorsa.

Il programma statunitense SNAP, introdotto alla metà degli anni '50, pare es-

sere stato il primo a riguardo. Esso concerneva sia lo sviluppo di reattori a fissione di piccola potenza che quello di generatori a radioisotopi, anche se ebbe decisamente più fortuna nel secondo campo; infatti, se quest'ultimo ha dato seguito a una numerosa serie di applicazioni¹, il ramo che si proponeva lo sviluppo di reattori propriamente detti produsse un unico volo di un modello da $500 W_e$ ² nel 1965 e fu terminato otto anni dopo.

Un analogo programma sovietico, che vide la luce nei primi anni '60, ha portato invece anche ad un intensivo sviluppo della tecnologia dei reattori a fissione con conversione termoionica nel campo delle potenze da 1 a $10 kW_e$, con le serie Ромашка e Топаз. Il programma di riconoscimento satellitare RORSAT ha usato decine di questi reattori come sorgente di potenza. Nei primi anni '90 alcuni Топаз furono acquistati dagli USA che condussero su di essi un ulteriore programma di ricerca, definitivamente terminato senza ulteriori applicazioni nel 1996.

I programmi più interessanti volti a sviluppare reattori di potenza superiore sono stati fondamentalmente due, entrambi statunitensi: SP-100 e MMW. Il primo, iniziato nei tardi anni '70, era teso a sviluppare un reattore che, per mezzo di convertitori termoelettrici, riuscisse a rendere disponibile una potenza di $100 kW_e$; il secondo, più recente, cercava invece di individuare un'alternativa che permettesse lo sviluppo di potenze superiori al MW_e . SP-100 in particolare era ritenuto promettente dalla comunità scientifica, come dimostrato dal fatto che la maggior parte degli articoli che tenevano in conto la generazione nucleare di potenza nel periodo considerato si riferissero ad esso, ma entrambi i progetti furono cancellati verso la metà degli anni '90 per gli elevati costi di sviluppo, probabilmente anche alla luce delle mutate condizioni politiche, che non giustificavano più lo sviluppo di tali tecnologie per scopi militari. Durante gli anni '80 anche la Francia tentò un progetto simile ad SP-100 (il primo del programma ERATO), ma anch'essa senza ottenere risultati rilevanti [18].

1.3 Il reattore a tubi di calore

Alla luce delle condizioni presentate nella sezione precedente, le pretese attuali riguardo la generazione di potenza nucleare nello spazio sono state in qualche modo ridimensionate. Il concetto ritenuto più interessante al momento, e sul quale ci si basa nel dimensionamento per lo studio di sistema è quello del reattore veloce “a

¹le sorgenti di potenza di molte missioni lunari o interplanetarie americane derivano dai concetti sviluppati da questo programma.

²come comune nella letteratura a riguardo, il pedice e apposto a un'unità di potenza indica che la stessa contrassegna la potenza elettrica in uscita dal sottosistema, in contrapposizione al pedice t , che usualmente indica l'output termico del reattore.

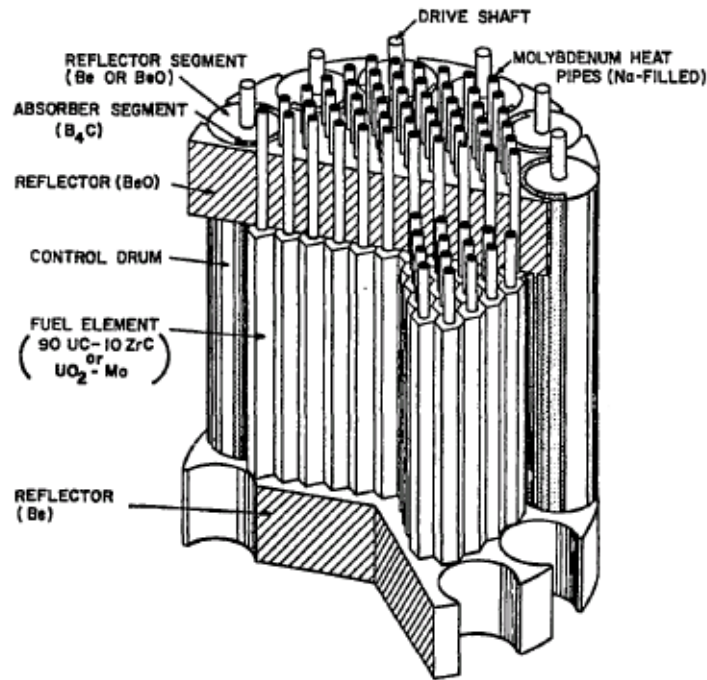


Figura 1.2: Disegno di un reattore a tubi di calore modulare [20]

tubi di calore”³. Esso si basa sull’utilizzo di numerosi tubi di calore per trasferire la potenza dal nucleo all’utilizzatore anziché su un sistema di circolazione forzata di un refrigerante. Il nucleo è generalmente organizzato in moduli in modo da ridurre la possibilità di fallimento e per consentire una più semplice qualifica degli elementi a terra, eventualmente anche simulando la generazione termica con tecniche non nucleari. Nell’involucro del reattore, costruito in materiale riflettente per i neutroni generati dalla reazione, sono alloggiati dei cilindri dello stesso materiale che possono ruotare sul loro asse e che portano su parte della superficie laterale un rivestimento assorbente. Mediante la rotazione di detti cilindri si può dosare la quantità di neutroni che vengono riflessi e contribuiscono a sostenere la reazione a catena, modificando quindi la criticità.

Un’interessante possibilità di sviluppo di questa tecnologia prevede l’assemblaggio del reattore a partire da centinaia di tubi dello stesso diametro disposti a “nido d’ape”; parte di essi, generalmente un quarto, sono i tubi di calore e si protendono per una maggiore lunghezza da un lato del reattore per entrare in contatto con lo scambiatore del sistema di conversione, mentre i restanti contengono

³spesso abbreviato in HPS, acronimo dell’inglese *heatpipe power system*.

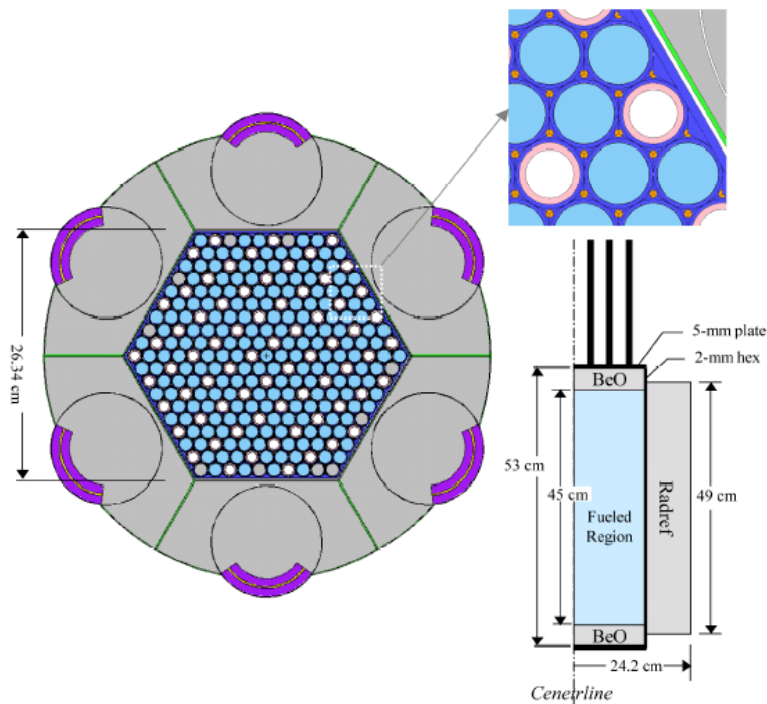


Figura 1.3: Disegno del reattore SAFE-400, attualmente in progettazione [26]

il materiale fissile. Tale disposizione, sebbene innalzi inevitabilmente il numero dei contenitori del combustibile, sembra permetta la costruzione e la prova del reattore con le sole tecnologie nucleari attualmente disponibili, cosa che appare al momento determinante per ridurre i costi di sviluppo ed evitare fallimenti come in passato. L'ipotesi di sviluppo di questo concetto è attualmente in investigazione negli USA sotto il nome di SAFE⁴.

⁴Safe Affordable Fission Engine.

Capitolo 2

Introduzione ai propulsori

2.1 Cenni di propulsione magnetoplasmadinamica

2.1.1 Processo accelerativo

Un propulsore magnetoplasmadinamico è un dispositivo che genera spinta mediante la produzione e lo scarico ad alta velocità di un plasma, un gas parzialmente o totalmente ionizzato che mantenga però la neutralità elettrica macroscopica.

In presenza di un campo magnetico \mathbf{B} ed un campo elettrico ortogonale \mathbf{E} , attraverso un plasma con una conducibilità scalare σ che si muova a velocità \mathbf{v} scorre una corrente

$$\mathbf{I} = \sigma(\mathbf{E} + \mathbf{v} \wedge \mathbf{B}) \quad (2.1)$$

parallela a \mathbf{E} che interagendo col campo magnetico genera una forza di volume

$$\mathbf{F} = \mathbf{I} \wedge \mathbf{B} \quad (2.2)$$

che accelera la massa del plasma in direzione di \mathbf{v} . La 2.1 rappresenta la legge di Ohm generalizzata in presenza di campo magnetico.

Da un punto di vista particellare il processo può essere descritto considerando le traiettorie degli elettroni che trasportano la corrente: l'effetto di \mathbf{B} li devia dalle linee di campo elettrico facendo loro acquistare una quantità di moto nella direzione del flusso. Tale quantità di moto viene quindi trasferita agli altri elementi del plasma mediante collisioni con le particelle pesanti o microscopici campi di polarizzazione [33].

In un propulsore magnetoplasmadinamico, o MPD per brevità, con geometria coassiale degli elettrodi, la semplicità concettuale del processo accelerativo va ad aggiungersi ad una semplicità funzionale intrinseca in quanto i campi elettrico e magnetico necessari e il plasma stesso vengono prodotti semplicemente applicando un'opportuna differenza di potenziale agli elettrodi. In questo caso la corrente,

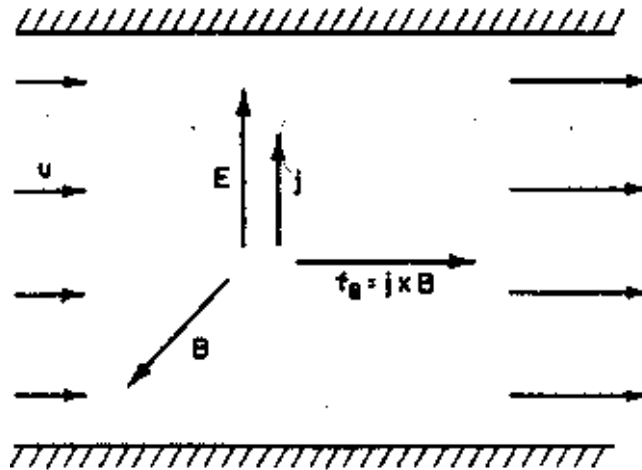


Figura 2.1: Meccanismo accelerativo generico [33]

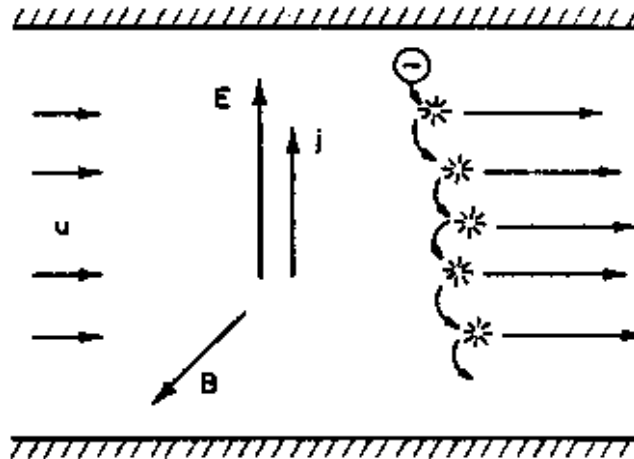


Figura 2.2: Meccanismo accelerativo particellare [33]

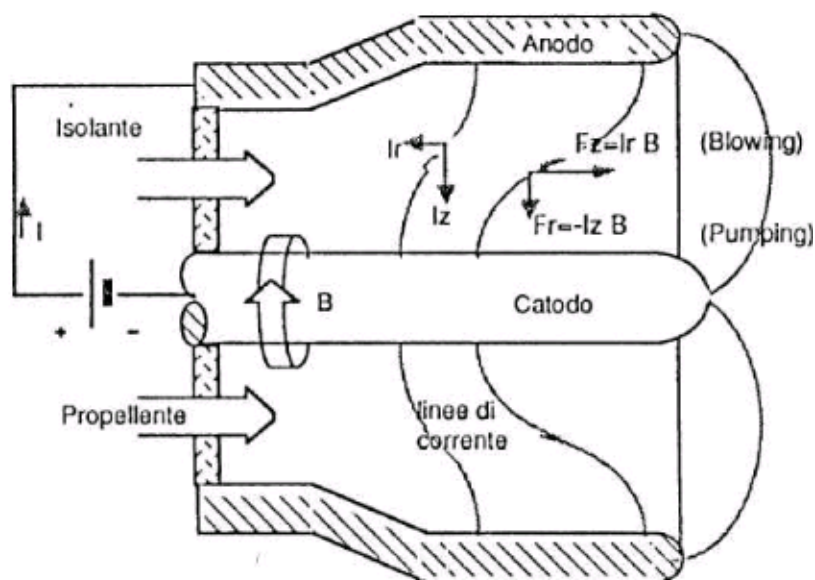


Figura 2.3: Schema di un propulsore MPD assialsimmetrico

che tende a fluire radialmente, induce un campo magnetico azimutale: il processo accelerativo risulta quindi prodotto dall'interazione tra il plasma, la corrente ed il campo magnetico indotto dalla corrente stessa. La geometria cilindrica coassiale si rivela la migliore all'analisi sperimentale.

Come si può vedere in figura 2.3 le linee di corrente tra anodo e catodo non hanno un andamento perfettamente radiale. Pertanto, oltre ad una componente assiale (detta in inglese “di *blowing*”), effettivamente responsabile della spinta, la forza di campo possiede anche una componente centripeta (detta “*dipumping*”) diretta verso l'asse del propulsore e che confina il plasma in un getto cilindrico. In realtà il campo magnetico autoindotto non è perfettamente azimutale, e sono quindi presenti altre componenti di forza non utilizzabili ai fini propulsivi.

Alla generazione della spinta concorrono anche fenomeni di natura elettro-termica e gasdinamica. L'arco elettrico innescato fra catodo ed anodo riscalda il propellente che espande in seguito verso l'esterno del motore. La componente gasdinamica della spinta è significativa soltanto per regimi di funzionamento con basse correnti, prima che il plasma abbia raggiunto una completa ionizzazione.

L'adozione di un'opportuna geometria per l'anodo può portare fino al 30% il contributo di tale componente alla spinta totale. Il contributo della componente gasdinamica della spinta, dovuto all'introduzione di fluido di lavoro nella camera di accelerazione attraverso gli iniettori è solitamente trascurabile.

2.1.2 Processi di ionizzazione del propellente

La ionizzazione del propellente avviene attraverso processi di diversa natura:

- per azione di un campo elettrico di intensità sufficiente a strappare, per effetto elettrostatico, un elettrone da una particella neutra, ionizzandola;
- per urti tra particelle dotate di elevata energia cinetica, durante i quali parte dell'energia in gioco può essere spesa per la ionizzazione delle molecole neutre, innescando così una reazione a catena;
- per trasmissione di energia elettromagnetica sotto forma di fotoni o per interazioni di tipo chimico, fenomeni che vengono tuttavia giudicati trascurabili nel caso della propulsione MPD.

Una delle ipotesi più accreditate circa il meccanismo di ionizzazione è quella degli elettroni sovratermici di Alfven [16], secondo la quale questi subiscono una brusca accelerazione quando la velocità relativa del flusso delle particelle preionizzate rispetto alla parte neutra del gas raggiunge il valore critico

$$U_{ac} = \sqrt{\frac{2\epsilon_i}{M}} \quad (2.3)$$

dove ϵ_i è l'energia di prima ionizzazione del propellente e M il suo peso molecolare. La U_{ac} è detta velocità critica di Alfven. La 2.3 scritta in termini di energia diviene

$$\frac{1}{2}MU_{ac}^2 = \epsilon_i \quad (2.4)$$

Una interpretazione semplicistica della 2.4 è che si ha ionizzazione quando l'energia cinetica coinvolta nell'urto ione-neutro è tale da eguagliare il valore dell'energia di prima ionizzazione del neutro stesso. Questa interpretazione, tuttavia, non spiega la rapidità con cui avviene il processo una volta raggiunta la U_{ac} . L'ipotesi che viene fatta è che la ionizzazione proceda grazie all'interazione tra particelle neutre ed elettroni che si trovano in un particolare stato energetico (elettroni sovratermici) a causa delle accelerazioni impartite loro dai campi elettrici locali fluttuanti, dovuti all'instaurarsi di forme di instabilità elettrostatica nel plasma.

Si può immaginare che un certo numero di particelle cariche siano create, in prossimità delle condizioni critiche, in un processo di ionizzazione iniziale, di non forte intensità. In determinate condizioni il flusso di queste particelle cariche può essere controcorrente al flusso ionico o elettronico, innescando una instabilità detta *two stream instability*, che accelera gli elettroni liberi facendo loro raggiungere livelli energetici molto elevati.

In un propulsore MPD, il campo magnetico azimutale autoindotto, il gas neutro iniettato in camera e gli ioni generati dagli urti tra le particelle creano le condizioni per il verificarsi di questo fenomeno.

Le condizioni indicate per l'instaurarsi dell'instabilità sono necessarie ma non sufficienti; occorre che la densità di energia degli elettroni sovratermici e degli ioni sia superiore a certi valori di soglia e che la velocità relativa dell'urto ione-neutro sia circa il doppio di U_{ac} . Questi urti provocano anche la ridistribuzione della quantità di moto, limitando così la velocità di scarico a valori inferiori ad U_{ac} finché la completa ionizzazione non è stata raggiunta, allora il flusso esce dal propulsore con una velocità pari a U_{ac} .

Una volta raggiunta questa situazione, ogni incremento di potenza erogata dal propulsore, si traduce in un incremento non solo della velocità di scarico, ma anche dei fenomeni di instabilità, di cui si dirà in seguito.

Alla condizione di piena ionizzazione corrisponde un valore ben preciso della corrente di scarica, la corrente di piena ionizzazione I_{ci} , che costituisce uno dei parametri di funzionamento fondamentali del propulsore. Il parametro

$$\xi = \frac{I}{I_{ci}} \quad (2.5)$$

detto numero di scala di accelerazione elettromagnetica, caratterizza il regime di funzionamento del propulsore [4]. Se $\xi < 1$, la ionizzazione non è completa, e la velocità di scarico del getto rimane legata alla relazione

$$U_e = \xi U_{ac} \quad (2.6)$$

Se invece $\xi > 1$, il propellente è accelerato a velocità di scarico tali che

$$U_e = \xi^2 U_{ac} \quad (2.7)$$

Pertanto, con regimi di funzionamento caratterizzati da elevati valori di ξ , si ottengono impulsi specifici significativi, accompagnati però da fenomeni di malfunzionamento dovuti all'instabilità del plasma (in inglese *onset*). In queste condizioni il propulsore presenta un livello di usura molto elevato, con conseguente riduzione della vita operativa e sensibile diminuzione dell'efficacia propulsiva. I dati sperimentali reperibili in letteratura indicano che il campo entro cui un propulsore MPD funziona in regime pulsato quasi stazionario senza incontrare tali problemi è caratterizzato da $\xi < 1,5$.

2.1.3 Moto delle particelle ionizzate sotto l'azione di campi elettrici e magnetici

Per comprendere meglio i processi accelerativi coinvolti in un propulsore MPD è necessario analizzare a livello microscopico la fisica del processo già descritto

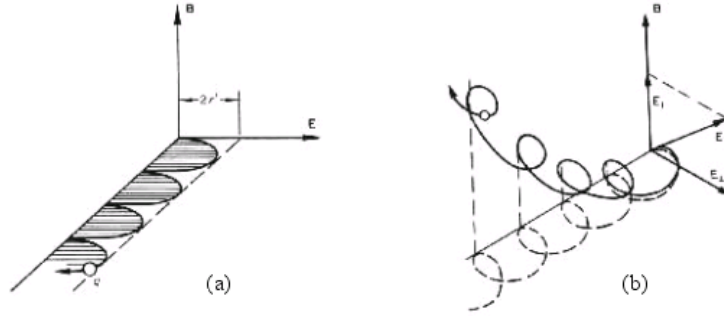


Figura 2.4: Moto di una particella carica in presenza di campi elettrico e magnetico [8]: a) \mathbf{B} ed \mathbf{E} ortogonali; b) \mathbf{B} ed \mathbf{E} non ortogonali.

a livello macroscopico dalle relazioni 2.1 e 2.2 [33]. Se si fa l'ipotesi che il gas sia caratterizzato da una densità, e quindi anche da una collisionalità, molto bassa per cui il moto di una sua generica particella non si discosta molto da quello di una particella isolata, in presenza di un campo magnetico, la stessa risente di una forza di campo

$$\mathbf{F}_b = q(\mathbf{v} \wedge \mathbf{B}) \quad (2.8)$$

Se \mathbf{v} è ortogonale a \mathbf{B} , la traiettoria della particella è circolare con raggio

$$r_b = \frac{mv}{qB} \quad (2.9)$$

detto raggio di Larmor, e ha frequenza angolare

$$\omega_b = \frac{q}{mB} \quad (2.10)$$

detta frequenza di ciclotrone.

Se \mathbf{v} ha una componente parallela a \mathbf{B} , il moto risulta rototraslatorio elicoidale. Nel caso di presenza contemporanea di un campo magnetico e di un campo elettrico, la particella è soggetta alla forza di Lorentz

$$\mathbf{F} = q(\mathbf{E} + \mathbf{v} \wedge \mathbf{B}) \quad (2.11)$$

In tale caso il moto risulta più complesso, con traiettorie assimilabili a cicloidi o eliche paraboliche.

Nel caso in cui il campo elettrico e quello magnetico siano mutuamente ortogonali, la traiettoria della particella è una curva il cui centro di curvatura si muove in direzione ortogonale al piano individuato dai vettori \mathbf{E} e \mathbf{B} . Tale moto è detto di *drift* e la velocità del centro di curvatura è detta velocità di drift. Se l'ipotesi di

non collisionalità non può essere accettata, lo studio viene condotto analizzando il moto medio di uno sciame di particelle ed i fenomeni di urto vengono considerati come fattori di perturbazione della sua migrazione organizzata. Il parametro di riferimento è la frequenza di collisione ν_c che entra nell'equazione del moto medio di uno sciame come termine di smorzamento del moto

$$\dot{v} = \frac{qE}{m} - \nu_c v \quad (2.12)$$

L'approccio teorico per la determinazione della frequenza di collisione è complesso e, per la generalità della trattazione condotta, è sufficiente considerarlo come un parametro empirico il cui significato è quello espresso dalla 2.12. Il rapporto tra la frequenza ciclotronica e la frequenza di collisione prende il nome di parametro di Hall

$$\Omega = \frac{\omega_b}{\nu_c} \quad (2.13)$$

ed è indice di influenza delle collisioni nel moto delle particelle, ovvero:

- se $\Omega \gg 1$ le particelle possono compiere molti cicli prima di essere disturbate da urti. La corrente è diretta ortogonalmente a $\mathbf{E} \wedge \mathbf{B}$ ed è parallela alla velocità di drift.
- Se $\Omega \ll 1$ le particelle difficilmente completano un ciclo prima di essere interessate da collisioni e le cariche si muovono per lo più parallelamente al vettore \mathbf{E} .
- Se $\Omega \simeq 1$ le componenti parallela e ortogonale ad \mathbf{E} sono comparabili.

In un gas ionizzato coesistono diversi tipi di particelle, caratterizzati da diversi valori del parametro di Hall, per cui si possono avere correnti ioniche con comportamenti completamente diversi dalle correnti elettroniche [33]. Per la comprensione dei processi di scarica è necessario quindi considerare l'entità dei parametri di Hall per le diverse particelle presenti all'interno del plasma.

Detti Ω_+ e Ω_- i parametri di Hall relativi agli ioni e agli elettroni, la condizione necessaria perché si abbia conduzione di corrente è che i portatori di carica di segno opposto non abbiano direzioni di moto concordi, e cioè Ω_+ e Ω_- entrambi piccoli, oppure, più tipicamente, Ω_+ e Ω_- sensibilmente diversi tra loro.

Nel caso della propulsione MPD le condizioni più interessanti per una corretta accelerazione del plasma sono:

- $\Omega_+ \ll 1$ e $\Omega_- \gg 1$, per cui gli ioni sono per lo più allineati col campo elettrico, contribuendo così in modo significativo alla conduzione di corrente, e gli elettroni acquistano un moto proprio di drift in direzione assiale e trasferiscono parte della propria energia cinetica agli ioni che incontrano durante il loro cammino, oppure

- $\Omega_+ \ll 1$ e $\Omega_- \gg 1$, ma $r_+ > d$, cioè nel caso in cui il raggio di Larmor degli ioni sia più grande delle dimensioni delle pareti di confinamento del plasma, per cui il loro moto sia sostanzialmente allineato col campo elettrico.

In alcuni casi, con campi magnetici applicati estremamente elevati, anche gli ioni possono acquistare un proprio moto di deriva sottraendosi in questo modo alla conduzione di corrente e dando quindi luogo ad un degrado delle prestazioni con conseguente riduzione del rendimento propulsivo (condizione di ion-slip).

2.1.4 Classificazione dei propulsori MPD

Propulsori MPD stazionari

I propulsori MPD stazionari sono caratterizzati da un funzionamento continuo durante il quale le grandezze in gioco (portata in massa, intensità di corrente, spinta) assumono un valore stazionario. Per questo motivo non sono necessari dispositivi di accumulo di energia e valvole rapide di immissione del propellente, e ciò rende questi apparati i più semplici, dal punto di vista costruttivo e del funzionamento, fra tutti i propulsori MPD. L'impiego nelle applicazioni spaziali dei propulsori MPD stazionari è stato finora limitato principalmente da tre fattori:

- l'alta potenza necessaria per ottenere una spinta significativa e non ottenibile i tradizionali generatori fotovoltaici;
- la relativamente bassa efficienza propulsiva rispetto ad altri sistemi propulsivi;
- la limitazione della vita utile dovuta a fenomeni di erosione elettrodica, sebbene meno severi di quelli che si hanno nei propulsori operanti in regime pulsato.

Nel seguito di questa tesi si propone l'uso di propulsori stazionari sotto l'ipotesi di disponibilità di generatori nucleari per evitare il primo inconveniente e si fa riferimento a due particolari concetti di MPD (si veda il cap. 2.2) che, in modo diverso, cercano ovviare ai secondi.

Propulsori MPD pulsati

I propulsori MPD pulsati sono caratterizzati da un funzionamento discontinuo: gli impulsi di corrente sono realizzati tramite la scarica di apposite reti generatrici. Durante l'impulso, la cui durata è tipicamente intorno al millisecondo, si realizzano, dopo un breve transitorio (10-100 μs), condizioni di funzionamento

praticamente stazionarie. La fase attiva è seguita da una fase di riposo necessaria per l'accumulo di energia elettrica per l'impulso successivo. L'utilizzazione in regime pulsato permette di:

- ottenere alte potenze istantanee utilizzando fonti di energia a bassa potenza (pannelli solari) e accumulatori dedicati;
- avere carichi termici ridotti, sebbene questo non impichi bassi tassi di erosione dei materiali impiegati per la realizzazione degli elettrodi.

Inoltre è possibile variare l'impulso globale fornito in un certo tempo modificando la frequenza degli impulsi, senza per questo alterare la velocità di scarico e quindi il rendimento propulsivo. La possibilità di generare piccoli, precisi e riproducibili impulsi propulsivi rende questo sistema interessante per il controllo orbitale e di assetto di satelliti.

I propulsori MPD pulsati possono essere alimentati con propellenti gassosi o solidi. Nel primo caso è necessario impiegare una valvola rapida che realizzi tempi di apertura opportuni; nel secondo caso la superficie di un solido, generalmente un polimero, viene fatta attraversare da una scarica elettrica ad alta intensità che, trasferendo energia al solido stesso, provvede a depolimerizzarlo. Il propellente, così vaporizzato e ionizzato, viene accelerato nel condotto. Questa soluzione non necessita di valvole, di linee di alimentazione e di serbatoi di propellente esterni. Varie esperienze hanno raggiunto impulsi specifici intorno ai 3000 secondi con rendimenti intorno al 30%.

I propulsori MPD pulsati vengono utilizzati in laboratorio per la simulazione del funzionamento stazionario. Questi infatti offrono una maggior accessibilità nell'esecuzione delle misure (minori problemi termici per apparecchiature di diagnostica di tipo intrusivo) per il fatto che possono essere fatti funzionare con potenze (istantanee) di qualche megawatt, livelli generalmente inaccessibili in modo continuativo con le normali dotazioni di laboratorio, e perché consentono la sperimentazione con alte portate di propellente che non potrebbero essere smaltite dagli impianti a vuoto se prodotte in modo continuativo, a meno di disporre di sistemi di pompaggio particolarmente capaci.

Un propulsore MPD pulsato presenta, rispetto ad un sistema finalizzato al funzionamento in continuo, alcune componenti aggiuntive:

- sistema di accumulo di energia e rete generatrice di impulsi (*Pulse Forming Network*), che deve essere in grado di accumulare elevati quantitativi di energia e di rilasciarla istantaneamente generando un impulso di forma opportuna (rettangolare nel caso pulsato quasi stazionario);
- sistema di controllo della potenza (*Power Control Unit*), che deve interfacciare la PFN;

- sistema di alimentazione del propellente, sincronizzato con l'impulso elettrico, di cui fa parte anche una valvola rapida (*Fast Acting Valve*).

2.1.5 Caratteristica elettrica e fenomeni di malfunzionamento

Per un qualsiasi dispositivo elettrico può essere esplicitato il legame $V = f(I)$ tra la differenza di potenziale applicata ai capi del circuito e la corrente che vi fluisce. Questo legame prende il nome di caratteristica elettrica. Per un motore MPD la caratteristica elettrica fornisce importanti indicazioni qualitative sul modo di operare del propulsore, da essa possono infatti essere tratte informazioni relative alle prestazioni sfruttando parametri fondamentali ricavati per propulsori simili.

L'andamento della caratteristica elettrica, tracciata per un qualsiasi propulsore MPD alimentato con una portata costante di propellente gassoso ed operante in regime pulsato quasi stazionario mostra tre distinte zone di funzionamento (si veda fig. 2.5). Per basse correnti, inferiori alla corrente di completa ionizzazione I_{ci} (zona I), il legame è approssimativamente lineare ed è caratterizzato da bassi valori del rendimento di spinta e dell'impulso specifico. Per correnti superiori a I_{ci} (zona II), l'andamento è in prevalenza cubico e si osservano un aumento del rendimento e dell'impulso specifico. Quando si supera il valore di malfunzionamento I^* (zona III), si realizzano fenomeni erosivi molto intensi e fluttuazioni crescenti di voltaggio fra gli elettrodi (fenomeni di *onset*); l'andamento della caratteristica elettrica diventa nuovamente quasi lineare. Convenzionalmente, si assume che il propulsore entri in condizioni di malfunzionamento quando le oscillazioni nella tensione raggiungono il 10% del valore medio.

L'aspetto più deleterio legato all'onset è un brusco incremento dell'erosione dei componenti nella camera di accelerazione, in particolar modo dell'anodo e dell'isolante interposto tra gli elettrodi.

La sperimentazione ha messo in evidenza la seguente correlazione tra I^* e la portata di propellente:

$$\kappa^* = \frac{I^{*2}}{\dot{m}} \quad (2.14)$$

con κ^* dipendente dalla geometria del propulsore e dal propellente impiegato. Dalla 2.14 si può concludere che l'onset è un fenomeno limitante dell'impulso specifico ottenibile per un dato propulsore.

Altro fatto verificato sperimentalmente [9] è che le fluttuazioni nella caduta di tensione interelettrodica, che sono quelle che più direttamente manifestano l'insorgenza del fenomeno, dopo aver raggiunto un picco di intensità massima, tendono a diminuire sino a scomparire del tutto per valori crescenti della corrente, finquando si entra in un regime nel quale permangono ancora elevatissimi tassi di erosione, tanto da essere definito come *ablation dominated*. La comprensione delle cause del fenomeno costituisce ancora uno dei settori predominanti di tutta

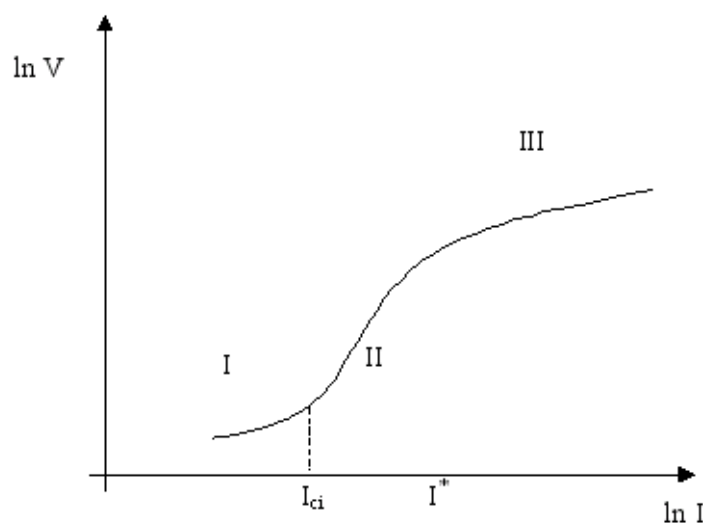


Figura 2.5: Andamento della curva di caratteristica elettrica di un MPD [5]

L'attività di studio nella propulsione MPD, essendo l'onset ed i fenomeni erosivi associati fra le principali cause ostative ad un pratico impiego di questi propulsori. Sono stati formulati, quindi, vari modelli di interpretazione, nessuno dei quali ha però esaurientemente trattato l'argomento. Vengono sostanzialmente adottati due ordini di motivazioni: l'uno riconduce il fenomeno ai processi che avvengono all'interno del plasma e a particolari forme di instabilità che lo caratterizzano, l'altro agli effetti che possono verificarsi in prossimità degli elettrodi. In particolare, a questo secondo ordine di motivi va ascritta l'ipotesi di *anode starvation*, intendendo con questa definizione una diminuzione della densità di carica portatrice di corrente nella regione dell'anodo in seguito all'incremento della componente assiale della forza lorentziana sulle particelle cariche al crescere della corrente. Quando la densità di corrente richiesta per mantenere la conduzione nella regione anodica diviene più elevata del flusso elettronico di agitazione termica, cresce il campo elettrico tra gli elettrodi per aumentare la quantità di elettroni per la conduzione. In queste condizioni si possono verificare attaccamenti concentrati dell'arco sull'anodo che sono fonte di surriscaldamenti e fusioni locali dell'elettrodo. Agli effetti della diminuzione della densità di carica in prossimità della superficie anodica si pone rimedio con l'iniezione del propellente, oltre che in prossimità del catodo, anche ad una distanza radiale maggiore. Questa particolarità di disegno è quella, tra le varie utilizzate, che ha sortito il miglior effetto ai fini pratici, avendo prodotto un incremento della corrente I^* anche di un fattore due. Tale concetto è stato ulteriormente sviluppato col particolare sistema di iniezione e ionizzazione

del propulsore HPT presentato successivamente.

Le instabilità del plasma costituiscono la seconda delle cause cui vengono imputati i fenomeni di onset. Queste si presentano sotto forma di perturbazioni oscillatorie che, interessando particelle cariche, si traducono in fluttuazioni locali del campo elettrico; le cause di tali instabilità non sono tuttora note. Il fatto rivelante è che esse, a differenza della propagazione di un'onda in un gas non conduttore, sfruttano interazioni a distanza di tipo elettrico propagandosi in innumerevoli modi. I disturbi, in un plasma a riposo, verrebbero poi schermati dagli effetti dei campi elettrici che si instaurano localmente nel mezzo. In un plasma di tipo accelerato tipico dei propulsori MPD, le forti correnti che lo attraversano e la presenza di gradienti di temperatura costituiscono una sorgente dalla quale le instabilità attingono energia per sostenersi. Per correnti inferiori a quella di piena ionizzazione, proprio queste instabilità, esaltando il moto elettronico, generano il fenomeno di ionizzazione a catena del propellente. Raggiunta la completa ionizzazione, quantità di energia sempre più elevate estratte dalla corrente condotta portano ad un incremento del fenomeno dell'instabilità che ha come conseguenza variazioni di viscosità, alterazioni nei processi di scambio termico e, soprattutto, un aumento della resistività del plasma (resistività anomala), con conseguente riscaldamento turbolento che innalza le *frozen flow losses*, ossia aumenta il livello di energia che viene imprigionata nei moti interni del propellente e che non viene quindi utilizzata ai fini propulsivi.

2.1.6 Effetti dell'applicazione di un campo magnetico esterno

Per motori MPD di bassa potenza, l'intensità del campo magnetico autoindotto non è generalmente sufficiente a generare una spinta significativa. Si può dunque cercare di incrementarne le prestazioni applicando un campo esterno nella direzione assiale del propulsore.

L'interazione fra un campo magnetico assiale e la corrente di scarica, dà luogo ad una forza elettromagnetica azimutale, la quale, a sua volta, provoca un moto rotatorio nella corrente di plasma. Tale fenomeno provoca un aumento della spinta del propulsore, e diverse teorie sono state proposte per spiegarne il meccanismo; le due più interessanti [31], che riguardano rispettivamente l'interazione della corrente di Hall col campo applicato e l'ulteriore riscaldamento del plasma dovuto alle forze viscosive derivanti dalla rotazione, sono trattate in 3.1.

Si deve notare inoltre, che il moto rotatorio imposto al plasma contrasta in qualche modo anche il fenomeno della anode starvation, ritardando l'insorgenza dei fenomeni di malfunzionamento. Se il profilo dell'anodo, inoltre, segue le linee del campo magnetico applicato, l'attacco della scarica avviene in modo più diffuso, poiché gli elettroni fortemente magnetizzati della regione anodica si muovono in prevalenza lungo le linee del campo magnetico.

2.2 Concetti di propulsori MPD

Di seguito si presentano due particolari configurazioni di propulsore MPD, a cui fanno riferimento i modelli dei propulsori sviluppati in questo studio, con le quali si cerca di alleviare i problemi di ridotta efficienza e di degradazione degli elettrodi che finora hanno limitato l'applicazione di questa tecnologia.

2.2.1 Propulsore al litio

Tra i propulsori magnetoplasmadinamici, quello al litio è il tipo di motore che negli esperimenti a terra ha mostrato i migliori risultati. Sebbene il litio possa risultare indesiderabile come propellente sotto molti aspetti, i suoi ridotti peso molecolare e potenziale di ionizzazione lo rendono al giorno d'oggi l'unico che consenta di pensare un propulsore MPD di disegno convenzionale che abbia prestazioni d'interesse a confronto con gli altri sistemi di propulsione elettrica.

Uno dei prototipi a cui si è fatto riferimento nella verifica del modello proposto nel capitolo 3 è quello sviluppato in collaborazione tra NASA JPL¹ e RIAME MAI² [28]. Tale propulsore (fig. 2.6), testato in un intervallo di potenza da 100 a 150 kW, impiega un catodo cavo in tungsteno di diametro esterno 45 mm che serve anche da iniettore e vaporizzatore del propellente. Il riscaldamento del catodo, per la simulazione delle condizioni stazionarie, è ottenuto elettricamente.

L'anodo, la cui sezione terminale è di diametro 160 mm, è invece costruito in due parti saldate, la più interna in molibdeno e l'ugello ancora in tungsteno.

Il solenoide impiegato per la generazione del campo magnetico esterno è costituito da tubi di rame raffreddati ad acqua ed è capace di generare un'intensità di 0,13 T con una corrente di 300 A.

Le prove sperimentali³ per portate di massa da 81 a 94 mg/s, campo applicato di 0,09 T e correnti da 1700 a 2100 A, mostrano prestazioni come spinta dell'ordine di 3 N, impulso specifico di 3000-3500 s ed efficienza eccedente il 40%.

2.2.2 Propulsore HPT

L'uso di propellenti di più facile gestione, come ad esempio alcuni gas nobili, impone, per la ricerca di prestazioni di pratico interesse, una corrente di scarica molto più elevata rispetto al propulsore al litio. Ciò implica usualmente il supera-

¹National Aeronautics and Space Organization, Jet Propulsion Laboratory (USA)

²Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (Russia)

³tutti i dati utilizzati nei modelli sono disponibili mediante il programma in A.1.6.

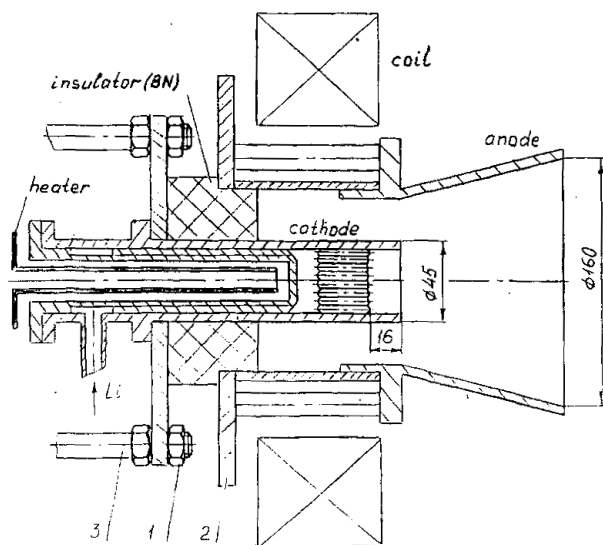


Figura 2.6: Schema del propulsore Li-MPD realizzato presso il RIAME MAI [28]

mento della corrente critica (si veda 2.1.5) e la formazione di instabilità nel plasma che tendono a degradare le prestazioni (in particolare del rendimento propulsivo).

Una possibile interpretazione fisica del fenomeno è stata data nel 1971 da Oberth e Jahn [42], i quali avevano osservato, in corrispondenza di elevati valori della corrente di scarica, il verificarsi di una rarefazione del propellente nella regione anodica del propulsore. Questo effetto causa un innalzamento del valore di resistività del plasma, e dà luogo ai fenomeni di instabilità a cui in letteratura si fa generalmente riferimento come “fenomeni di *onset*”. In pratica si riscontra che in corrispondenza della regione anodica si verifica una caduta di potenziale dell'ordine di alcune decine di volt, con conseguente dissipazione per effetto Joule di una considerevole frazione di potenza introdotta.

I primi tentativi effettuati per eliminare queste forme di instabilità consistevano nell'iniezione di propellente neutro nella zona anodica del propulsore, in modo da cercare di ovviare alla rarefazione del plasma in detta zona. I risultati ottenuti con questa tecnica si sono rivelati insoddisfacenti, probabilmente a causa del fatto che la lunghezza di ionizzazione degli atomi di propellente neutro è pari a circa 2-3 volte il cammino libero medio, e questo valore è sostanzialmente maggiore della dimensione caratteristica dello strato anodico (dell'ordine del raggio ciclotronico dell'elettrone).

Nel 1995, Tikhonov e Obukhov [45] hanno pensato di ovviare a questo inconveniente tramite l'introduzione di propellente già ionizzato nella regione anodica del propulsore. La realizzazione pratica di questa idea si è ottenuta mediante

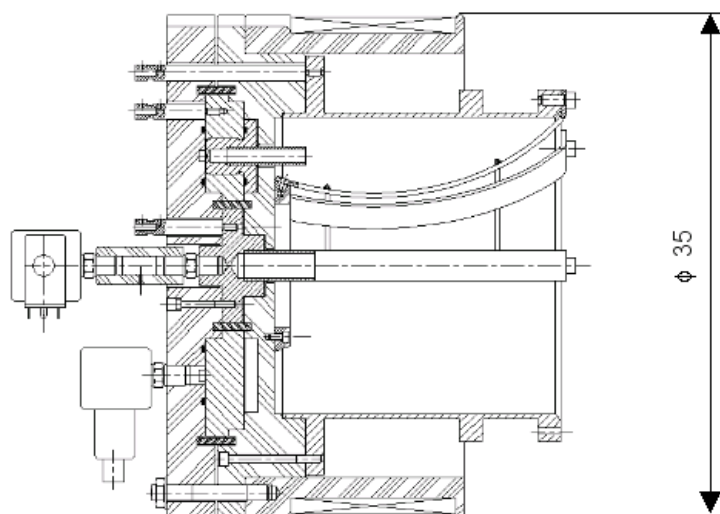


Figura 2.7: Sezione del propulsore HPT realizzato presso Centrosazio

un propulsore “a due stadi”, che presenta una camera di accelerazione del tutto analoga a quella di un propulsore magnetoplasmadinamico “classico”, e una camera anodica anulare di preionizzazione, disposta esternamente alla camera di accelerazione, dalla quale viene apportato propellente ionizzato nella regione anodica.

Nel 1996 è stata avviata un’attività congiunta tra Centrosazio ed il Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME) del Moscow Aviation Institute (MAI) che ha come oggetto di ricerca un propulsore MPD a due stadi di nuova concezione, al quale si è dato il nome di Hybrid Plasma Thruster (HPT). Nell’ambito del piano di collaborazione suddetto, presso il RIAME MAI sono stati sviluppati sia la modellazione teorica, sia un primo prototipo funzionante di tale propulsore ibrido.

Nel 1998 presso Centrosazio, è stato progettato e realizzato un nuovo prototipo di propulsore. Rispetto a quello del RIAME, sono state eseguite alcune modifiche; in particolare, si è intervenuti riprogettando per intero il circuito di alimentazione gassosa, modificando il solenoide generante il campo magnetico esterno, e cambiando la parte posteriore del propulsore recante le valvole di alimentazione ed i connettori elettrici, per migliorare l’isolamento degli elettrodi. Particolare attenzione è stata riposta nel progettare un propulsore con elevata modularità, in modo da poter esplorare sperimentalmente configurazioni geometriche diverse, senza per questo dover ricorrere a pesanti operazioni di modifica della configurazione, o a dover disassemblare completamente il propulsore.

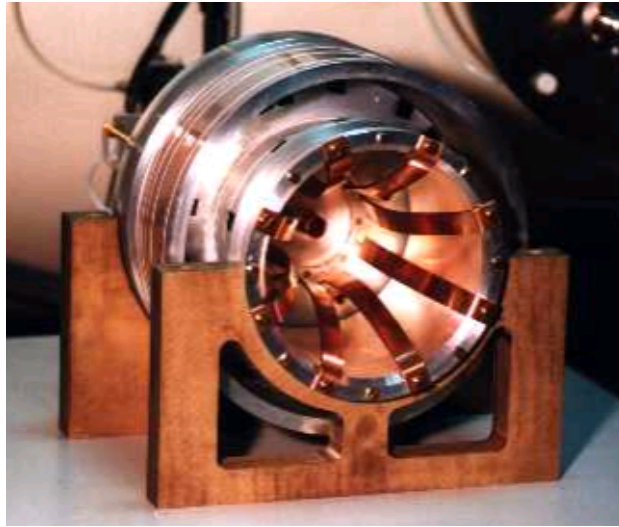


Figura 2.8: Fotografia del propulsore HPT realizzato presso Centrosazio [8]

In figura 2.7 si possono distinguere le parti principali del propulsore. L'anodo è costituito da un elemento cilindrico flangiato in lega di alluminio, al quale sono collegate otto lamelle profilate di rame; la curvatura di tali lamelle è stata pensata in modo da seguire l'andamento, calcolato teoricamente, delle linee del campo magnetico applicato dall'esterno tramite il solenoide.

Il catodo centrale, in rame anch'esso, innestato su di un porta-catodo in lega di alluminio, attraverso il quale, il propellente, attraversando una sezione ristretta di circa 2 mm di diametro, viene iniettato in camera di accelerazione. A monte del catodo centrale, collegato tramite l'interposizione di un materiale isolante, è posta la valvola a solenoide con un polmone necessario a mantenere costanti le condizioni di iniezione.

Gli otto catodi periferici, realizzati in rame ed ottone, sono montati su porta-catodi in lega di alluminio; a monte di essi si trovano quattro valvole a solenoide, dello stesso tipo di quella utilizzata per l'iniezione al catodo centrale, ciascuna con il relativo polmone.

Le piastre di plexiglass su cui sono fissati gli elettrodi ed il solenoide, fungono sia da elemento strutturale che da isolanti per le parti a differente potenziale.

Il solenoide, su supporto in lega di alluminio, è costituito da un avvolgimento multistrato di filo di rame smaltato; esso è in grado di stabilire un campo magnetico massimo di 80 mT sull'asse del motore.

I propulsori funzionante a gas nobili non hanno comunque ancora raggiunto un grado di maturità che permetta di pensarne una applicazione a breve termine. L'utilizzo della camera di preionizzazione di cui dispone questo prototipo produce

un miglioramento delle prestazioni nella direzione prevista, ma non nella misura sperata [36]. I dati sperimentali, raccolti su prove con portata nell'intervallo tra 220 e 660 mg/s , campo applicato fino a 0,08 T e correnti da 1000 a 7000 A , mostrano spinte da 1 a oltre 10 N , ma nei migliori casi l'efficienza arriva al 20%. Con tutta probabilità tale configurazione risulterà efficace solo a potenze più alte di quelle finora provate, ciò nonostante il modello sviluppato in 3 è stato adattato a questo tipo di propulsore e verificato con i dati sopra citati.

Capitolo 3

Modello dei propulsori

In questo capitolo si illustra il modello sviluppato per la valutazione delle prestazioni di un propulsore magnetoplasmodinamico da utilizzare nello studio di sistema per la spinta primaria. Esso raccoglie le più autorevoli teorie in letteratura e le pone nella forma di una procedura automatizzabile, in modo da poterne successivamente valutare la rispondenza ai dati sperimentali relativi ai propulsori presentati in 2.2.

3.1 Modello della spinta

Nell'approccio alla comprensione dei meccanismi che generano la spinta di un propulsore MPD si cerca generalmente di suddividere quest'ultima in diverse parti per ognuna delle quali si possa riuscire a individuare un modello fisico plausibile. Concordando con 2.1.5 in ogni propulsore si possono individuare la componente elettromagnetica autoindotta, dovuta cioè all'interazione della scarica con il campo magnetico che essa stessa induce, e la componente gasdinamica risultante dall'espansione del plasma. Ove si applichi un campo magnetico esterno ad esse si aggiunge un terzo termine che ne tenga di conto gli effetti.

$$T = T_{au} + T_g(+T_{ap}) \quad (3.1)$$

La possibilità eventuale di analizzare separatamente gli effetti dei due campi deriva dalla perpendicolarità delle direzioni in cui si sviluppano¹; si può perciò pensare che un propulsore a campo applicato si comporti, nei riguardi della spinta, alla stregua di uno autoindotto a meno di un termine aggiuntivo proporzionale al campo esterno.

¹il campo generato dalla scarica in una camera di forma cilindrica si sviluppa in direzione azimutale, mentre quello applicato dall'esterno ha generalmente, in vicinanza del centro del magnete, direzione assiale.

γ	rapporto dei calori specifici del propellente
μ	permeabilità elettrica del propellente
a_c	velocità del suono in prossimità del catodo
B_c	intensità del campo magnetico in prossimità del catodo
I	corrente fluente nel propulsore
\dot{m}	flusso di massa in uscita dal catodo
M_c	numero di Mach in prossimità del catodo
r_a	raggio dell'anodo
r_c	raggio del catodo

Tabella 3.1: Legenda dei simboli utilizzati nel modello del propulsore MPD

3.1.1 Contributo dovuto al campo magnetico autoindotto

Fra i tre contributi alla spinta quello “autoindotto” è sicuramente finora il meglio compreso; si può generalmente predire con buona approssimazione la spinta di un propulsore che non impieghi magneti con la formula

$$T_{au} = bI^2 \quad (3.2)$$

dove b è un parametro semiempirico dipendente dalla forma e dalle condizioni di funzionamento del propulsore del quale sono state date diverse interpretazioni. L'originale proposta insieme alla 3.2 da Mäcker [37] considera il parametro dipendente esclusivamente dalla geometria del motore:

$$b = \frac{\mu}{4\pi} \left(\log\left(\frac{r_a}{r_c}\right)_e + \frac{3}{4} \right) \quad (3.3)$$

Tale assunzione è ben verificata dalle prove ad alti valori della corrente, ma non spiega l'aumento del coefficiente che si osserva sperimentalmente quando l'intensità della scarica diminuisce. Per ovviare a tale mancanza Tikhonov ha proposto in [27] una forma del tipo

$$b = \frac{\mu}{4\pi} \left(\frac{\gamma + 1}{2} + \frac{1}{2A_0^2} \right) \quad (3.4)$$

dove parametro adimensionale A_0 tiene conto, oltre che della geometria del motore, anche di alcune proprietà del flusso e dell'applicazione o meno di un campo esterno (si veda pagina 36 a proposito della sua definizione). Questa ipotesi sembra però presentare maggiore discrepanza coi dati sperimentali di alcuni modelli di propulsore, per questo Choueiri ha successivamente proposto in [17] un modello più complesso che ipotizza

$$b = \frac{\mu}{4\pi} \left(\frac{m_p/m_{ps}}{\xi^4} + \log \left(\left(\frac{r_a}{r_c}\right)_e + \xi^2 \right) \right) \quad (3.5)$$

dove m_{ps} è un valore di riferimento ricavato da dati sperimentali e ξ rappresenta il rapporto tra la corrente operativa e quella di completa ionizzazione, calcolabile mediante la

$$\xi = \frac{I}{I_{ci}} = I / \left(\frac{\dot{m}^{1/2} \left(\frac{2\varepsilon_i}{m_a} \right)^{1/4}}{\frac{\mu}{4\pi} \log\left(\frac{r_a}{r_c}\right)_e} \right) \quad (3.6)$$

nella quale m_a e ε_i rappresentano rispettivamente la massa e il potenziale di prima ionizzazione dell'atomo neutro di propellente.

Allo scopo di valutare quale mostri una maggiore rispondenza ai dati sperimentali, questa analisi fa uso di tutte e tre le ipotesi citate più una modifica della 3.4 proposta durante l'analisi di prove eseguite presso Centrosazio che pone

$$b = \frac{\mu}{4\pi} \left(\frac{\gamma + 1}{2} + \frac{1}{2A_0} \right) \quad (3.7)$$

Nell'analisi dei dati riguardanti il propulsore HPT, che impiega un anodo di particolare geometria, si deve inoltre aver cura di definire un rapporto tra i raggi di anodo e catodo effettivo, come già suggerito da [17]

$$\left(\frac{r_a}{r_c} \right)_e = c_r \frac{r_a}{r_c} \quad (3.8)$$

Il parametro c_r si valuta in questo studio dalle 3.3 e 3.8 imponendo che b concordi con le rilevazioni di [36].

3.1.2 Contributo gasdinamico

Sebbene si cerchi di farli operare in regime principalmente elettromagnetico², i propulsori magnetoplasmadinamici devono comunque parte della loro spinta al comportamento gasdinamico del plasma. Tralasciando in prima approssimazione l'effetto di un eventuale ugello (sia fisico che magnetico) e notando che il numero di Mach del flusso dopo l'iniezione converge rapidamente al valore [33]

$$M_e = \sqrt{\frac{2\gamma + 1}{\gamma}} \quad (3.9)$$

si può calcolare la spinta gasdinamica, come già fatto in [28] e [14], mediante la

$$T_g = v_c \dot{m} = M_e a_c \dot{m} \quad (3.10)$$

²si veda 2.1.5.

3.1.3 Contributo dovuto al campo magnetico applicato

L'applicazione di un campo magnetico esterno, in un propulsore in cui l'intensità della scarica non sia particolarmente elevata, genera usualmente un considerevole miglioramento delle prestazioni³; nella valutazione del contributo apportato alla spinta da tale modifica si seguono le valutazioni di [31]. Tale fonte indica due meccanismi precedentemente descritti in letteratura come degni di particolare interesse a riguardo. Il primo, a cui si riferisce come "rotazionale", ritenendo causa della spinta aggiuntiva la forza generata dall'interazione della componente radiale del campo magnetico con la corrente azimutale dovuta all'effetto Hall suggerisce per la spinta un modello del tipo

$$T_{ap} = k_r I B_c \quad (3.11)$$

Il secondo, denominato invece "viscoso", considerando in questo termine l'incremento della spinta gasdinamica dovuta alle forze di taglio generate dalla rotazione impressa dalla corrente di Hall al propellente, non compresa nel modello 3.10, porta all'espressione

$$T_{ap} = k_v \sqrt{\dot{m} I B_c} \quad (3.12)$$

Si veda 3.5 a proposito della valutazione della scelta del modello più appropriato e della definizione dei parametri k_r e k_v .

3.2 Modello della corrente critica

I propulsori magnetoplasmadinamici presentano meccanismi di funzionamento notevolmente differenti a seconda del regime di corrente a cui operano⁴. Ai fini di questo studio interessa particolarmente determinare quale sia la corrente massima alla quale il funzionamento sia principalmente elettromagnetico e non si abbiano rilevanti fenomeni di instabilità. Si ritiene generalmente che questa condizione sia quella a cui si possono ottenere le migliori prestazioni compatibili con una durata del propulsore che risulti di interesse per le applicazioni pratiche; tale corrente in letteratura viene usualmente denominata *critica*.

Una delle più autorevoli trattazioni a riguardo stima la corrente critica in funzione del parametro adimensionale A_0 , definito come rapporto tra pressione magnetica e cinetica media sul confine del flusso di propellente in uscita dal catodo. In assenza di campo applicato risulta

$$A_0 = \frac{p_m}{p_c} = \frac{\gamma \mu M_c I^2}{8 \pi a_c \dot{m}} \quad (3.13)$$

³si veda 2.1.6.

⁴si veda 2.1.5.

Similmente, nel caso di motori che impieghino un campo applicato dall'esterno il parametro si definisce come

$$A_0 = \frac{B_c I (r_a - r_c)}{4\pi a_c \dot{m}} \quad (3.14)$$

Le prove sperimentali mettono in evidenza l'esistenza di un limite di stabilità, indipendente dal tipo di propulsore e di propellente, che può essere definito dalla relazione semi-empirica

$$A_{0cr} = \frac{3,6}{r_a/r_c - 0,5} \quad (3.15)$$

in funzione del rapporto dei raggi di anodo e catodo.

Mediante l'uso della 3.15 e dell'appropriata tra le 3.13-3.14 si può stimare in prima approssimazione quale sia la corrente critica data la forma del motore e le sue condizioni di funzionamento. Si potrebbe osservare però che la discriminazione tra propulsori a campo autoindotto e a campo applicato non è così netta come apparirebbe a prima vista dal modello citato; è chiaro infatti che un propulsore si può definire propriamente del secondo genere solo se il campo indotto dalla scarica non ha un'intensità paragonabile a quella del campo applicato. Laddove invece il primo non sia trascurabile ci troviamo di fronte a un propulsore che "attinge" da entrambi i modelli.

Appare dunque interessante verificare quali siano le correnti critiche effettivamente predette dai due modelli e valutare l'appropriatezza dell'uno o dell'altro per i diversi tipi di propulsore. Nelle figure 3.1-3.2 si propongono i risultati dell'applicazione di tali teorie in funzione della portata di massa per il modello del propulsore HPT, valutate in un intervallo comparabile con le prove sperimentali. Si nota come esista una certa discrepanza tra le due, in particolar modo quando si applichi il campo più elevato; si può pensare allora di introdurre nella valutazione una combinazione delle due teorie che tenga conto della gradualità del passaggio di un propulsore dal funzionamento a campo applicato a quello "autoindotto". In particolare si è qui ritenuto di poter mediare le due predizioni, pesandole rispetto all'intensità del contributo del campo autoindotto rispetto a quella del campo totale in prossimità del catodo. Essendo il campo autoindotto e quello applicato due vettori pressoché perpendicolari si definisce il parametro (fig. 3.3-3.4)

$$k_b = \frac{(B_t - B_{ap})^2}{B_t^2} \quad (3.16)$$

e la corrente critica corrispondente al modello mediato si ricava da

$$I_{cr_m} = I_{cr_{ap}}(1 - k_b) + I_{cr_{au}}k_b \quad (3.17)$$

dove il pedice $_t$ sta per "totale", $_m$ per "mediato", $_{ap}$ "applicato" e $_{au}$ "autoindotto".

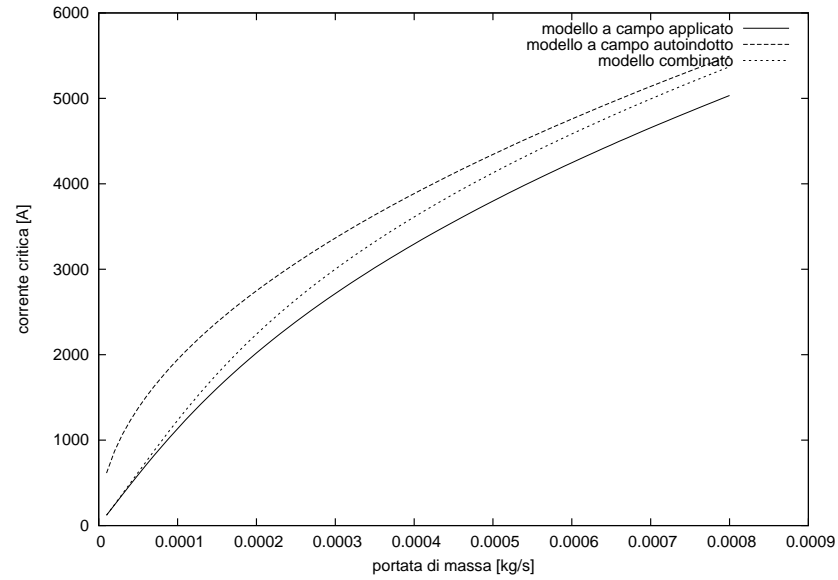


Figura 3.1: Corrente critica in funzione della portata, campo applicato $0,04\ T$

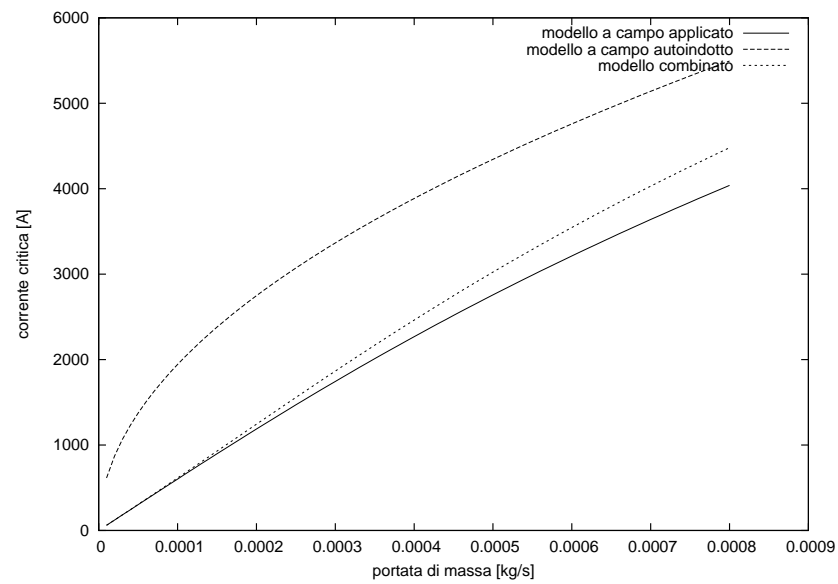


Figura 3.2: Corrente critica in funzione della portata, campo applicato $0,08\ T$

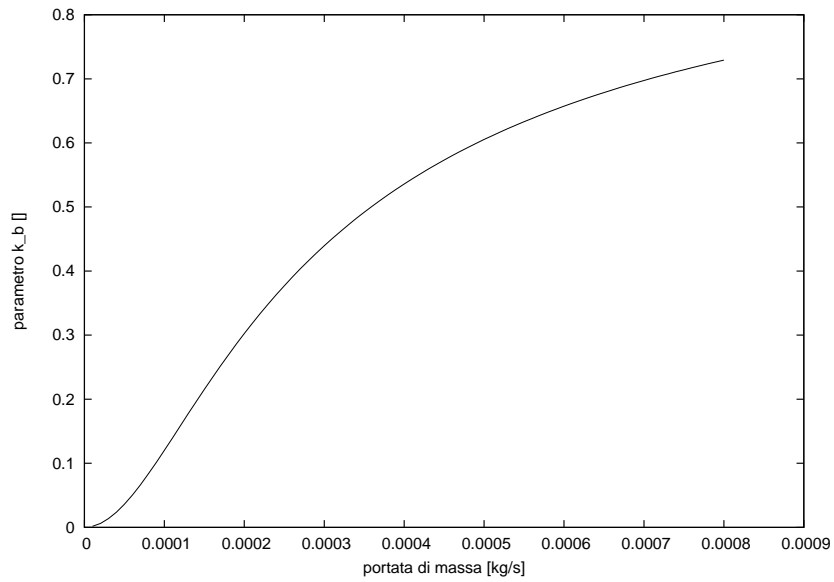


Figura 3.3: Parametro k_b in funzione della portata, campo applicato 0,04 T

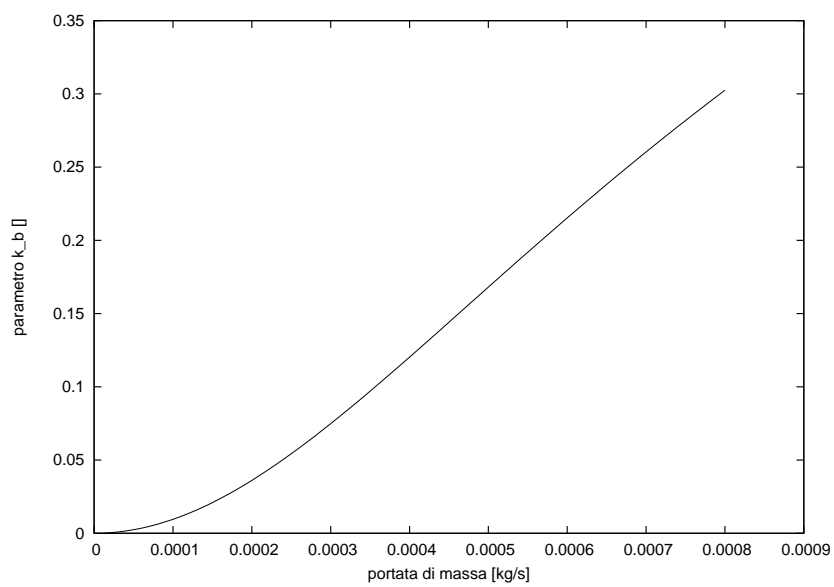


Figura 3.4: Parametro k_b in funzione della portata, campo applicato 0,08 T

3.3 Modello della potenza

La potenza necessaria al funzionamento del propulsore è costituita dalla somma della potenza utile all'accelerazione del getto e di quella utilizzata o perduta nei diversi meccanismi inerenti al funzionamento del motore. La potenza utile (o di spinta) si può scrivere semplicemente

$$P_t = \frac{T^2}{2\dot{m}} \quad (3.18)$$

Le “perdite” consistono invece di diversi termini: la potenza spesa per la ionizzazione (eventualmente parziale) del propellente

$$P_i = \frac{\varepsilon_i + V_r + 2kT_c}{M_a} \dot{m} p \xi \quad \text{se } \xi < 1 \quad (3.19)$$

$$P_i = \frac{\varepsilon_i + V_r + 2kT_c}{M_a} \dot{m} p \quad \text{se } \xi \geq 1 \quad (3.20)$$

la potenza dissipata agli elettrodi

$$P_e = (\varphi_c - \varphi_a + \frac{2k(T_c - T_a)}{q_e} + V_e)I \quad (3.21)$$

Se il propulsore lavora ad un regime di corrente superiore a quella critica si ha una perdita dovuta ai fenomeni di instabilità, di cui appare si possa tener conto introducendo nel calcolo una resistenza fittizia. La potenza così dissipata risulta

$$P_k = 0 \quad \text{per } I < I_{cr} \quad (3.22)$$

$$P_k = R_k(I - I_{cr})^2 \quad \text{per } I > I_{cr} \quad (3.23)$$

Nel caso di propulsori a campo applicato nei quali tale campo sia generato da elettromagneti convenzionali si devono altresì considerare le perdite per effetto Joule negli avvolgimenti degli stessi. Stimando la corrente fluente nel magnete con

$$I_m = \frac{2B_a r_m}{\mu n_c} \quad (3.24)$$

la potenza dissipata si ricava semplicemente da

$$P_m = R_m I_m^2 \quad (3.25)$$

Calcolata la potenza P_{tot} necessaria al funzionamento del propulsore come somma dei termini appropriati l'efficienza del propulsore è data da

$$\eta_t = \frac{P_t}{P_{tot}} \quad (3.26)$$

φ_a	funzione di lavoro del materiale dell'anodo
φ_c	funzione di lavoro del materiale del catodo
k	costante di Boltzmann
n_c	numero di spire del magnete
q_e	carica elettrica unitaria
r_m	raggio del magnete
R_m	resistenza totale del magnete
T_c	temperatura del catodo
T_e	temperatura elettronica in prossimità della bocca del motore
V_e	caduta di potenziale complessiva negli strati elettrodi
V_r	caduta di potenziale dovuta all'irraggiamento conseguente la ionizzazione

Tabella 3.2: Legenda dei simboli utilizzati nel modello della potenza

3.4 Sinossi della procedura per calcolatore

I modelli sopracitati sono codificati nella routine per calcolatore in [A.1.4](#); se ne presenta la descrizione schematica sotto forma di diagramma di Nassi-Schneidermann per facilitarne la comprensione.

⁵Possibili valori del parametro i

- 1 modello di Mäcker (eq. [3.3](#))
- 2 modello di Tikhonov (eq. [3.4](#))
- 3 modello di Tikhonov modificato (eq. [3.7](#))
- 4 modello di Choueiri (eq. [3.5](#))

⁶Possibili valori del parametro j

- 1 modello rotazionale (eq. [3.11](#))
- 2 modello viscoso (eq. [3.12](#))

⁷Possibili valori del parametro ttp

- 1 propulsore sul modello di [2.2.2](#) (HPT)
- 2 propulsore sul modello di [2.2.1](#) (Li-MPD)

mpp	portata di massa del motore [kg/s]
Bap	campo magnetico applicato [T]
i	modello per la spinta autoindotta da utilizzare ⁵
j	modello per la spinta "applicata" da utilizzare ⁶
Is	corrente operativa [A]
ttp	tipo di propulsore ⁷
$rarc$	rapporto dei raggi di anodo e catodo

Tabella 3.3: Parametri della routine *mpd.m*

Immissione da parte dell'utente dei parametri del programma (tabella 3.3) ⁸	
<div style="display: flex; justify-content: space-between; align-items: center;"> <div style="text-align: center;"> $Is = -1$ <div style="display: flex; justify-content: space-between; width: 100%;"> S N </div> </div> </div>	
avvio del modo <i>critico</i>	avvio del modo <i>di verifica</i> ⁹
definizione delle costanti fisiche	
definizione delle proprietà del propellente, in funzione di ttp	
definizione della temperatura elettronica in prossimità del catodo e della corrispondente velocità del suono ¹⁰ in funzione di i, j, ttp	

⁸gli altri parametri servono alla calibrazione del modello, nel normale utilizzo devono essere azzerati.

⁹il modo *di verifica* serve per verificare il modello ed è compatibile coi propulsori quasi-stazionari testati a terra, quello *critico* invece produce l'ipotesi di un modello di volo che funzioni in continuo alla corrente critica da utilizzarsi successivamente nello studio di sistema.

scelta del numero di Mach unitario in prossimità del catodo ¹¹	
S	N
modo critico	
calcolo della corrente critica per un motore a campo autoindotto con rapporto dei raggi <i>rarc</i> (eq. 3.13)	definizione delle dimensioni dei motori di prova
calcolo della dimensione del catodo imponendo che la densità di corrente per unità di superficie sia uguale a una quantità prestabilita funzione della durata desiderata del motore	
calcolo della dimensione dell'anodo utilizzando il parametro <i>rarc</i>	
S	N
utilizzo di un magnete	
definizione delle caratteristiche del magnete e della eventuale corrente necessaria a generare il campo magnetico applicato	
definizione del parametro di riduzione del rapporto dei raggi (si veda l'eq. 3.8)	
definizione della temperatura del catodo, in funzione del modo ¹²	
definizione delle cadute di tensione attraverso strato catodico, anodico e di quelle dovute alla radiazione, in funzione di <i>i</i> , <i>j</i> e <i>ttp</i>	

¹⁰assumendo in prima approssimazione che il propellente sia completamente ionizzato e che la temperatura degli ioni sia uguale a quella degli elettroni la velocità del suono nel plasma si può calcolare come

$$a = \sqrt{2\gamma RT} \quad (3.27)$$

¹¹l'iniezione viene eseguita in condizione di bloccaggio sonico dall'estremità del catodo.

¹²il propulsore stazionario raggiungerebbe temperature sensibilmente più elevate di quelle di prova.

¹³si veda la nota 10.

definizione della temperatura elettronica alla bocca del motore e della corrispondente velocità del suono ¹³
definizione del numero di Mach asintotico per mezzo della 3.9
definizione del rapporto tra il valore del campo magnetico applicato sull'estremità del catodo rispetto a quello massimo ¹⁴
definizione del fattore di sicurezza sulla corrente critica
calcolo della corrente critica con criterio "autoindotto" (eq. 3.13)
calcolo della corrente critica con criterio "applicato" ¹⁵
combinazione dei due criteri ¹⁶
calcolo della componente autoindotta della spinta (eq. 3.2) selezionando il calcolo di b appropriato in funzione di i
definizione del rapporto tra il valore del campo magnetico applicato sull'estremità del motore rispetto a quello massimo ¹⁷
calcolo della componente "applicata" della spinta selezionando l'appropriata tra le 3.11-3.12 in funzione di j
calcolo della componente gasdinamica della spinta (eq. 3.10)
calcolo delle potenze descritte dalle equazioni da 3.18 a 3.21

¹⁴necessario per calcoli riguardo la corrente critica, non essendo in generale il magnete posizionato in corrispondenza dell'estremità suddetta.

¹⁵ottenuto mediante soluzione numerica del sistema comprendente la 3.14 e la

$$B = \sqrt{B_{au}^2 + B_{ap}^2} \quad (3.28)$$

¹⁶si veda pag. 37.

¹⁷necessario per calcoli riguardo la spinta "applicata".

modo critico			
S			N
impiego di elettromagnete convenzionale		superamento della corrente critica	
S	N	S	N
calcolo della potenza dissipata nel magnete ¹⁹		calcolo della potenza dissipata dai fenomeni supercritici (eq. 3.23)	
calcolo della potenza totale			
calcolo della caduta di potenziale totale			
calcolo dell'efficienza propulsiva (eq. 3.26)			

3.5 Calibrazione e verifica dei modelli

Nell'assunzione, per il calcolo della spinta, dei modelli in 3.1 restano incogniti i parametri k_r e k_v delle 3.11-3.12 e la temperatura del plasma in prossimità del catodo che permetta di determinare la velocità del suono a_c necessaria al calcolo della 3.10. Non esistendo un approccio che permetta di determinare teoricamente tali parametri e ritenendo fuori luogo per questa tesi la stesura di una formulazione empirica, ci si limita a ricercare, per le configurazioni propulsore-propellente considerate e per ognuna delle possibili combinazioni dei modelli “autoindotto” e “applicato” i valori che meglio si accordino ai dati degli esperimenti disponibili.

La verifica viene condotta per mezzo della routine riportata in A.1.9, che permette di analizzare l'errore sulla spinta rispetto ai dati sperimentali al variare del k appropriato alla teoria della spinta “applicata” che si usa di volta in volta e della temperatura del plasma in prossimità del catodo²⁰. Tale programma itera il modello principale del propulsore (A.1.4) in un intervallo di k e temperatura stabilito, confrontando la predizione della spinta col dato sperimentale e tenendo memorizzato l'errore percentuale medio minore calcolato su tutta la serie di prove e la

¹⁹tale potenza non dev'essere calcolata nel modo di *verifica* poiché, sebbene nei test a cui si fa riferimento si usino elettromagneti, questi sono indipendenti dall'alimentatore del propulsore e la loro dissipazione non è quindi considerata nei dati.

²⁰in prima approssimazione si considera che la temperatura ionica e quella elettronica siano uguali [14].

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
HPT	0,13	0,15	0,15	0,15
Li-MPD	0,07	0,08	0,08	0,09

Tabella 3.4: Valori selezionati per il parametro k_r

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
HPT	14	15	15	15
Li-MPD	11	20	20	19

Tabella 3.5: Valori selezionati per il parametro k_v

combinazione che lo genera, permettendo infine, per ognuna delle due teorie della spinta, di scegliere il valore di k e temperatura più appropriato.

Il discorso è simile per quanto riguarda il modello della potenza; sarebbero infatti da determinare criteri teorici per predire le cadute di potenziale negli strati catodico e anodico. Non disponendo però di misurazioni dirette ci si limita a ricercare il valore della somma delle cadute in modo che la potenza totale concordi coi dati sperimentali. A tale compito è deputato il programma in [A.1.11](#), analogo al precedentemente citato.

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
HPT	0,7	0,6	0,6	1
Li-MPD	0,6	0,6	0,6	0,9

Tabella 3.6: Valori selezionati per la temperatura al catodo [eV], modello rotazionale

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
HPT	0,7	1,8	1,8	1,4
Li-MPD	0,7	0,5	0,5	0,6

Tabella 3.7: Valori selezionati per la temperatura al catodo [eV], modello viscoso

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
rotazionale	4,096	3,657	3,655	4,507
viscoso	7,14	5,29	5,288	7,092

Tabella 3.8: Errore percentuale relativo medio sulla spinta rispetto ai dati sperimentali, propulsore HPT

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
rotazionale	0,5911	0,637	0,6356	0,6137
viscoso	1,144	0,869	0,8715	0,7474

Tabella 3.9: Errore percentuale relativo medio sulla spinta rispetto ai dati sperimentali, propulsore Li-MPD

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
HPT	28,6	26,8	26,8	33
Li-MPD	13,5	12,8	12,8	13,1

Tabella 3.10: Valori selezionati per la somma delle cadute di tensione agli elettrodi [V]

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
rotazionale	10,88	10,64	10,64	9,82
viscoso	11,94	11,44	11,44	11,11

Tabella 3.11: Errore percentuale relativo medio sulla tensione rispetto ai dati sperimentali, propulsore HPT

	Mäcker	Tikhonov	Tikhonov mod.	Choueiri
rotazionale	1,883	1,844	1,843	1,673
viscoso	2,506	2,293	2,29	2,188

Tabella 3.12: Errore percentuale relativo medio sulla tensione rispetto ai dati sperimentali, propulsore Li-MPD

Capitolo 4

Studio di sistema

In questo capitolo si fa uso del modello proposto nel cap. 3 e dei numerosi spunti reperibili in letteratura per sviluppare un criterio per il dimensionamento preliminare di un veicolo a propulsione elettrica con generazione di potenza nucleare. In particolare si cercano di individuare le soluzioni più interessanti per i vari sottosistemi che siano compatibili con una realizzabilità a breve termine e si pongono nella forma di una procedura eseguibile automaticamente da un calcolatore.

La logica globale dello studio, presentata sotto forma di diagramma in figura 4.1, prevede un procedimento a ritroso, partendo dal dimensionamento degli utilizzatori elettrici (propulsori) e “risalendo” fino al generatore nucleare; tale criterio viene adottato per mantenere la confrontabilità con la maggior parte degli studi simili in letteratura, che classificano in genere i veicoli in base alla potenza dei propulsori.

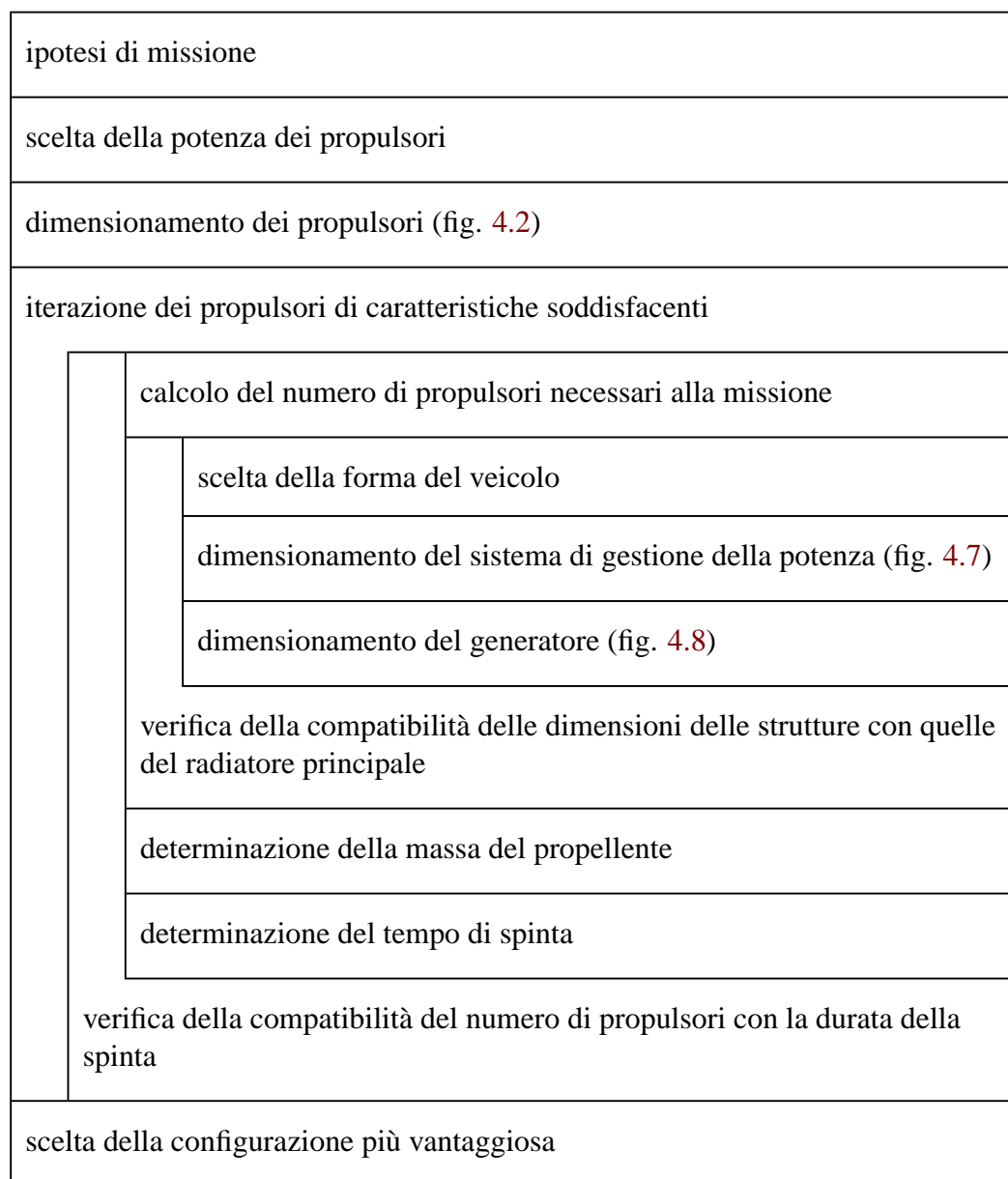


Figura 4.1: Diagramma di Nassi-Schneidermann dello studio di sistema

4.1 Ipotesi di missione

Appare evidente come la scelta della configurazione di un veicolo dipenda dalla missione che esso deve compiere; allo stadio preliminare tuttavia non si hanno informazioni precise sulla traiettoria ottima, in quanto lo studio di missione necessario a determinarla richiede a sua volta la conoscenza delle caratteristiche del veicolo. Come punto d'inizio è tuttavia sufficiente conoscere l'incremento di velocità totale necessario allo svolgimento della missione e una stima del tempo totale di accensione dei propulsori, per la verifica della vita operativa di questi ultimi e dei sistemi connessi al loro funzionamento. Determinata la configurazione con questa ipotesi si potrà svolgere lo studio di missione ottimizzato, confrontare i risultati con l'ipotesi iniziale e, in caso di rilevante discrepanza, iterare le due procedure finché non si raggiunga una convergenza.

Gli esempi proposti in appendice **B** si riferiscono a generici trasferimenti a bassa spinta con partenza da un'orbita equatoriale terrestre di quota 1000 *km*; tale altitudine è indicata in letteratura come appropriata per rispettare i requisiti di sicurezza imposti dall'utilizzo di un generatore nucleare [46], ovvero dovrebbe assicurare che in caso di incidente al veicolo dopo l'accensione del generatore non vi sia possibilità di rientro in atmosfera prima che la radioattività sia esaurita¹. In linea con gli attuali interessi, le destinazioni ipotizzate negli esempi sono i pianeti Marte e Giove, con la scelta di orbite rispettivamente alla quota dei satelliti Fobos e Europa. Le variazioni di velocità per tali trasferimenti sono nell'ordine di 15 e 24,5 *km/s*.

4.2 Dimensionamento dei propulsori

L'implementazione del modello teorico descritto nel capitolo 3 (sez. A.1.4), concepita per la verifica dello stesso, può essere applicata, con opportune considerazioni anche allo studio di sistema. La quantità che interessa generalmente assegnare a priori in questa fase è la potenza elettrica impiegata dai propulsori, secondo la quale si può operare una classificazione dei veicoli; tale valore si trova però tra i risultati della routine in A.1.4, essendo questa stata concepita per verificare le prestazioni di un propulsore dati la geometria, la portata di propellente ed il modulo del campo magnetico applicato. Si devono quindi assegnare dei valori plausibili a due di questi parametri e ricercare il terzo in modo da trovare propulsori della potenza desiderata, eventualmente considerando la possibilità di impiegare più propulsori contemporaneamente². Nella procedura riportata in A.2.2 si sceglie in

¹prima dell'accensione questo problema non sussiste, in quanto la radioattività del combustibile ancora inutilizzato non è significativa.

²tale soluzione potrebbe risultare interessante nel caso si abbia necessità di modulare la spinta.

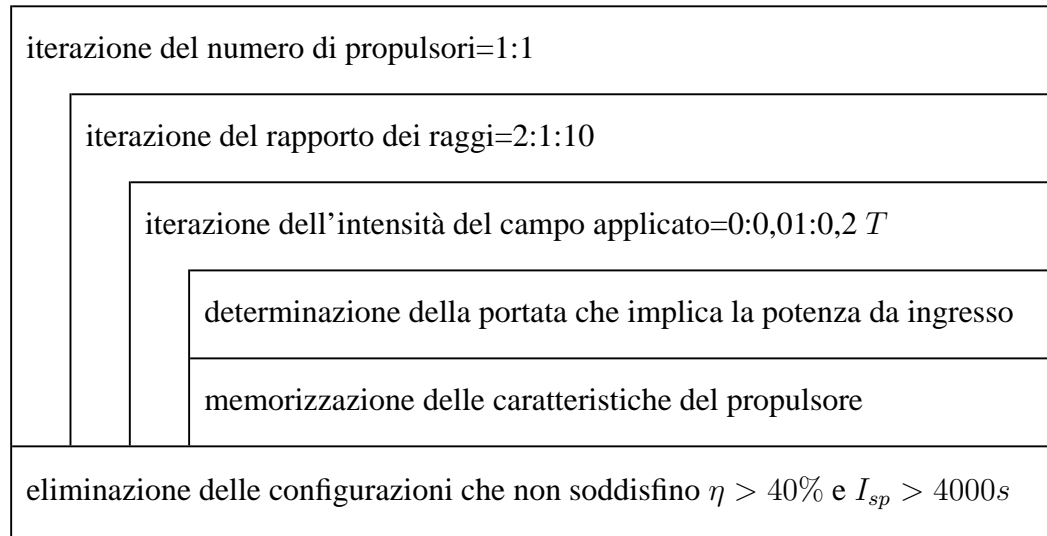


Figura 4.2: Diagramma N-S del dimensionamento dei propulsori

particolare di variare il rapporto dei raggi di anodo e catodo $(2:1:10)^3$ e intensità del campo applicato $(0:0,01:0,2 T)$, determinando la portata di massa con un algoritmo dicotomico. Si scartano dunque tutti i propulsori che non soddisfino un valore minimo di efficienza propulsiva (40%) e di impulso specifico (4000 s) e si esegue lo studio di sistema per tutti i rimanenti.

Durante la fase di spinta, il sistema di propulsione primaria fornisce anche le coppie necessarie al controllo d'assetto, mediante opportuna variazione dell'orientamento dei propulsori. Questo studio non tratta il dimensionamento di eventuali sistemi di controllo da impiegare all'orbita di destinazione; la notevole disponibilità di potenza elettrica porta però a ritenere che se ne possano realizzare di massa molto contenuta rispetto a quella del veicolo, mediante l'impiego di propulsori elettrostatici ad alto impulso specifico.

Negli esempi si assume una massa specifica di $0,1 \text{ kg/kW}$ per i propulsori⁴, e un terzo di questa per le strutture di sostegno [22] e i sistemi di orientamento.

³questa notazione è quella usata per definire gli intervalli numerici in ambiente Octave/Matlab. Il primo numero indica il limite inferiore, il secondo l'incremento e il terzo il limite superiore. Si noti tuttavia che, per coerenza col resto della tesi, si usa qui la virgola come separatore decimale, mentre nei citati ambienti è utilizzato il punto.

⁴stimata dai disegni reperibili su [28].

R	reattore
S	scudo anti-radiazioni
C	convertitore di potenza
r	radiatore
---	struttura di separazione
G	modulo di gestione della potenza
P	carico utile
T	serbatoi del propellente
<>^	propulsori

Tabella 4.1: Legenda dei simboli usati negli schemi

4.3 Scelta della forma del veicolo

Nella scelta della forma di un veicolo che impieghi un reattore nucleare bisogna tenere in considerazione la radioattività di quest'ultimo; molti dei componenti del veicolo sono infatti suscettibili alle radiazioni e potrebbero andare incontro a malfunzionamenti in caso di un'esposizione eccessiva. Anche supponendo che il reattore disponga di uno scudo anti radiazioni, si deve tenere conto che tale elemento risulta generalmente molto massiccio e che una schermatura totale per un reattore di elevata potenza sarebbe probabilmente impraticabile dal punto di vista ponderale. È preferibile in generale impiegare una schermatura parziale solamente da un lato del reattore e fare affidamento sul fatto che la densità di radiazione diminuisce quadraticamente all'aumentare della distanza dalla sorgente, andando a confinare gli elementi sensibili in un ristretto angolo e lontano dalla fonte radioattiva. Considerando il basso valore della spinta per la classe di missione considerata e quindi le modeste forze inerziali durante l'accelerazione, appare possibile impiegare delle strutture estensibili per sfruttare rilevantemente tale fenomeno, introducendo, una volta che il veicolo sia stato immesso nell'orbita di partenza, una separazione dell'ordine di decine di metri tra il gruppo generatore e le altre parti del veicolo. Tra le svariate proposte disponibili in letteratura, quattro configurazioni appaiono particolarmente interessanti e vengono considerate di seguito, ognuna rappresentata con un disegno schematico nel quale ogni elemento del veicolo è indicato per semplicità da un carattere tipografico. Tali schemi intendono chiaramente solo mostrare la disposizione dei vari sottosistemi e non le loro reali proporzioni.

La configurazione più semplice (fig. 4.3) prevede l'uso di una singola struttura estensibile che separi il generatore di potenza⁵ dal resto del veicolo.

Un'immediata variante della precedente risulta dall'aggiunta di una seconda

⁵che include reattore, scudo, convertitore e radiatore principale.

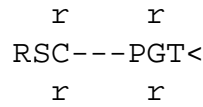


Figura 4.3: Configurazione 1

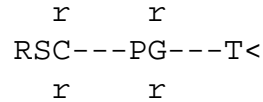


Figura 4.4: Configurazione 2

struttura estensibile tra il carico utile e il gruppo propulsivo (fig. 4.4). Tale soluzione risulta utile nel caso si tema la contaminazione del *payload* o del radiatore del modulo di gestione della potenza da parte del propellente [25]; implica però un tratto di trasmissione (dal *PPM* ai propulsori) a basso voltaggio che richiede cablatura di notevoli dimensioni.

L'alternativa in fig. 4.5 ha il vantaggio di porre il carico utile all'estremità opposta al reattore, consentendo di ridurre la lunghezza totale del veicolo e/o la massa dello scudo. La posizione centrale dei propulsori richiede però che gli stessi siano a loro volta montati su strutture che li posizionino sufficientemente lontani dall'asse del veicolo perché lo scarico non interferisca col sottosistema di potenza [26].

Come la precedente, anche la configurazione in fig. 4.6 massimizza la distanza relativa tra carico utile e reattore. Essa risolve il problema della direzione di scarico orientando i propulsori perpendicolarmente rispetto all'asse del veicolo; potrebbe però risultare di difficile applicabilità nel caso di un carico molto meno massiccio del generatore questo potrebbe però rappresentare un problema nel caso di una variazione della massa del carico utile (es. rilascio di un *lander*), che comporterebbe una spinta disassata rispetto al baricentro e potrebbe non essere correggibile mediante modifica della separazione, a seconda della tecnologia

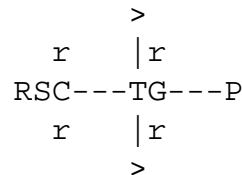


Figura 4.5: Configurazione 3

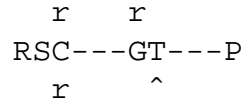


Figura 4.6: Configurazione 4

impiegata.

4.3.1 Scelta della configurazione

Per garantire quanto più possibile compattezza al veicolo, la lunghezza della struttura che separa il reattore dal resto del veicolo viene determinata sulla base dell'ingombro del radiatore. Essendo tuttavia tali dimensioni ancora ignote a questo punto dello studio, si assume dunque inizialmente una lunghezza di tentativo sulla base di dati storici, da verificare una volta dimensionato il radiatore. Con riferimento a modelli già dimostrati si può assumere che le strutture abbiano una densità lineare inferiore a 500 g/m ed occupino in configurazione di lancio appena il 2% della lunghezza in estensione.

In A.6.2 si fa riferimento per generalità alla configurazione in figura 4.4⁶, constatando che tutte le altre pongono il problema della contaminazione dei radiatori o di eventuali elementi sensibili del carico utile da parte del propellente, rilevante nel caso considerato di utilizzo di un metallo alcalino. Assumendo una temperatura di 300 K per tali elementi, e limitando l'estensione del radiatore dell'elettronica di gestione della potenza a

$$l_r = l_{s1} \operatorname{tg} \delta \quad (4.1)$$

per confinarlo nell'ombra dello scudo⁷, la distanza in metri tra *PPM* e propulsori può essere assunta in prima approssimazione, sulla base di quanto esposto in [29], come

$$l_{s2} = 2 + \frac{2}{3} l_r \quad (4.2)$$

In tal modo si dovrebbe poter garantire che il tasso di deposizione del propellente su tutta la superficie del radiatore, e a maggior ragione sugli elementi più interni, sia inferiore a quello di riemissione, evitando così la possibilità di formazione di un deposito indesiderabile⁸.

⁶si veda l'appendice C per un disegno assonometrico schematico.

⁷essendo δ appunto la semiapertura dell'ombra.

⁸uno strato di metallo alcalino potrebbe in generale modificare le proprietà delle superfici di controllo termico, e in particolare il coefficiente di assorbività [29]. Appare inoltre evidente come una tale deposizione possa facilmente invalidare eventuali strumenti ottici.

4.4 Dimensionamento del sistema di gestione della potenza

Il sistema di gestione e distribuzione della potenza è costituito dalla cablatura per il trasferimento dal generatore agli utilizzatori e dai sistemi per la trasformazione e il condizionamento. La logica dello studio è descritta contestualmente a questa sezione nel diagramma in figura 4.7.

Le turbomacchine, come quella utilizzata nel generatore Brayton, offrono la possibilità di generare potenza elettrica ad alta tensione; ciò può risultare vantaggioso, in termini di massa della cablatura, nel caso la potenza da trasferire e/o la distanza tra generatore e *PPM* siano molto elevate. Tale accorgimento richiede l'inclusione di un trasformatore nell'unità di gestione, del quale si può eventualmente assumere un'efficienza del 98% [41] e la cui massa specifica in *kg/kW* può essere stimata dalla

$$m_{st} = \frac{1}{6,1}(1 + 0,15(r_t + 1)) \quad (4.3)$$

avendo chiamato r_t il rapporto di trasformazione¹⁰.

La corrente che fluisce nella cablatura si calcola come

$$I = \frac{P}{V} \quad (4.4)$$

essendo P la potenza da trasmettere e V la tensione di trasmissione. Assumendo una perdita massima nei cavi d_p dell'1% e distribuendola eventualmente tra i due segmenti in relazione alla loro lunghezza, la resistenza di ogni segmento viene determinata dalla

$$R = \frac{d_p P}{I^2} \quad (4.5)$$

La sezione ne risulta dunque

$$A = \frac{\rho l}{R} \quad (4.6)$$

dove ρ è la resistività del conduttore ed l la lunghezza del segmento. Riguardo il materiale conduttore, l'alluminio mostra in tutte le configurazioni analizzate un vantaggio ponderale sul rame, come sostenuto anche da [25]; considerazioni di

⁹in caso di trasmissione a basso voltaggio, come quello richiesto per l'alimentazione diretta di un propulsore MPD, non vi è rilevante pericolo di scariche e quindi l'isolante può essere omesso [25].

¹⁰la 4.3 si può dedurre dai risultati dal recente [41], che presenta la dimostrazione di un trasformatore di rapporto 2 e potenza specifica 6,1 *kW/kg* nel quale gli avvolgimenti rappresentano circa il 45% della massa.

definizione della massima perdita ammissibile nei cavi di trasmissione	
calcolo della resistenza massima dei cavi	
scelta del materiale conduttore	
iterazione della tensione di trasmissione	
calcolo della sezione e della massa del conduttore	
S	N
trasmissione ad alta tensione	
calcolo della sezione e della massa dell'isolante	9
scelta della cablatura ponderalmente più vantaggiosa	
stima della potenza eventualmente da destinare al carico utile ed al controllo di assetto	
S	N
trasmissione a tensione diversa da quella di utilizzo	
stima della massa e delle perdite del trasformatore	
stima della massa e delle perdite dell'unità di gestione della potenza	
calcolo delle dimensioni e della massa del radiatore dell'unità di gestione della potenza	

Figura 4.7: Diagramma N-S del dimensionamento del sistema di gestione della potenza

α	assorbività del radiatore
ϵ	emissività del radiatore
σ	costante di Stefan-Boltzmann
P_g	flusso di calore da smaltire
P_p	flusso di calore proveniente da eventuali corpi celesti vicini
T_p	temperatura del pannello

Tabella 4.2: Legenda dei simboli utilizzati nel modello del *PPM*

ridondanza rendono desiderabile l'utilizzo di almeno due cavi per segmento. Note sezione, lunghezza e densità si calcola la massa totale della cablatura.

La massa specifica e l'efficienza dell'elettronica destinata al condizionamento della potenza per i propulsori si possono stimare, sulla base dell'analogo [25] e di [40], rispettivamente in $1,599 \text{ kg/kW}$ e 97% . Tali componenti, insieme all'eventuale trasformatore dissipano una potenza per la quale bisogna prevedere un adeguato sistema di reiezione; sebbene le quantità da smaltire siano di gran lunga inferiori rispetto al radiatore del generatore, il problema è tuttavia rilevante perché la temperatura operativa di questo elemento, e quindi la sua potenzialità di irraggiamento per unità di superficie radiante è molto più contenuta.

Si assume che i cavi di trasferimento abbiano superficie sufficiente per irraggiare autonomamente le proprie perdite [25] e che il piano dei radiatori venga mantenuto sempre parallelo alla radiazione solare. Risultando la superficie dei radiatori tuttavia rilevante, appare indispensabile per la compattezza al lancio l'impiego di pannelli estensibili, diversamente posizionati a seconda della configurazione del veicolo scelta (sez. 4.3); tale scelta permette altresì di rendere radianti entrambe le superfici dei pannelli, riducendone le dimensioni.

Considerando i radiatori isotermi¹¹ si può semplicemente ricavare la superficie radiante necessaria dalla

$$S_{rg} = \frac{P_g}{\sigma \epsilon T_p^4 - \alpha P_p} \quad (4.7)$$

Le dimensioni massime dei pannelli seguono dalle considerazioni riguardo la forma dell'ombra dello scudo anti-radiazioni e il rischio di contaminazione della superficie da parte del propellente, trattate in 4.3; la massa specifica viene assunta pari a quella del radiatore del generatore.

¹¹in A.4.3 e una temperatura di reiezione di 300 K .



Figura 4.8: Diagramma N-S del dimensionamento del generatore

4.5 Dimensionamento del generatore

Lo schema logico dello studio del generatore è descritto nel diagramma in figura 4.8. Avendo definito la temperatura massima del ciclo nella scelta delle caratteristiche del reattore si fa variare la temperatura minima e si dimensionano i tre elementi del generatore, scegliendo infine la configurazione più vantaggiosa dal punto di vista ponderale.

4.5.1 Dimensionamento del convertitore

Il dimensionamento di tutto il sistema di generazione dipende fortemente dal tipo di convertitore scelto. Avendo scartato a priori quelli di tipo statico per la loro scarsa efficienza, ci si rivolge verso il sistema dinamico Brayton, che sem-

bra quello di più prossima applicabilità. Il tipo di configurazione e di propulsore scelto impongono un sistema a ciclo chiuso¹²; vengono presi in considerazione il ciclo semplice e due varianti. L'introduzione di un rigeneratore che rimetta in circolo parte della potenza non utilizzata in turbina riduce l'apporto termico necessario, e quindi la dimensione del reattore; la suddivisione della compressione in più stadi si può vedere invece, dal punto di vista della logica di sistema, sotto due aspetti: mantenendo la stessa temperatura minima aumenta l'efficienza del ciclo; mantenendo invece l'entropia minima permette, a costo di una riduzione dell'efficienza, di aumentare la temperatura minima del ciclo, e quindi quella di reiezione, andando a ridurre la massa del radiatore.

Ciclo non recuperato

Il ciclo di Brayton ideale è costituito da due trasformazioni isoentropiche e due isobare. Da questo, ipotizzando opportuni valori di efficienza termodinamica delle macchine e di caduta di pressione negli scambiatori si può dedurre un modello applicabile ad un convertitore di interesse pratico.

Date le temperature massima e minima del ciclo T_4 e T_1 si può calcolare la temperatura di uscita dalla turbina considerando l'espansione isoentropica

$$T_{5i} = \frac{T_4}{(r_{pc}(1 - r_{px2} - r_{px3}))^k} \quad (4.8)$$

essendo

$$k = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \quad (4.9)$$

Dalla definizione di rendimento si ricava dunque la temperatura reale di uscita

$$T_5 = T_4 - (T_4 - T_{5i})\eta_t \quad (4.10)$$

Analogamente si calcola la temperatura di uscita dal compressore

$$T_{2i} = T_1(r_{pc}(1 + r_{px1} + r_{px2}))^k \quad (4.11)$$

$$T_2 = T_1 + (T_{2i} - T_1)/\eta_c \quad (4.12)$$

L'efficienza del ciclo è data da

$$\eta_1 = \frac{(T_4 - T_5) - (T_2 - T_1)/\eta_m}{T_4 - T_2} \quad (4.13)$$

¹²sebbene si possa anche immaginare un sistema a ciclo aperto che riutilizzi il fluido di lavoro come propellente.

γ	rapporto dei calori specifici del fluido di lavoro
η_c	efficienza del compressore
η_g	efficienza del generatore
η_m	efficienza meccanica della connessione compressore-turbina
η_r	efficienza del recuperatore
η_t	efficienza della turbina
p_{re}	pressione all'uscita del compressore
r_{pc}	rapporto di compressione
r_{px1}	perdita di pressione nello scambio termico con il reattore
r_{px2}	perdita di pressione nel recuperatore
r_{px3}	perdita di pressione nello scambio termico con il radiatore
T_1	Temperatura minima del ciclo
T_2	Temperatura di uscita dal compressore
T_3	Temperatura di ingresso nel reattore
T_4	Temperatura massima del ciclo
T_5	Temperatura di uscita dalla turbina
T_6	Temperatura di ingresso nel radiatore

Tabella 4.3: Legenda dei simboli utilizzati nel modello del convertitore

Ciclo recuperato a singolo stadio di compressione

Tale ciclo costituisce un miglioramento del ciclo di Brayton nel quale si riutilizza parte del calore non convertito nella turbina per innalzare la temperatura del fluido di lavoro all'uscita del compressore così da richiedere un minore apporto alla sorgente calda.

Assumendo la temperatura di ingresso al radiatore T_6 uguale a T_2 si calcola la temperatura di ingresso nello scambiatore del reattore mediante la

$$T_3 = (T_5 - T_2)\eta_r + T_2 \quad (4.14)$$

L'efficienza del ciclo è dunque data da

$$\eta_2 = \frac{(T_4 - T_5) - (T_2 - T_1)/\eta_m}{T_4 - T_3} \quad (4.15)$$

Ciclo recuperato a multipli stadi di compressione

La divisione della compressione in più stadi è volta a ricercare un'approssimazione di trasformazione isoterma per quanto riguarda la cessione di calore alla sorgente fredda ai fini di migliorare l'efficienza del ciclo, al prezzo però di una maggiore complessità del sistema.

Efficienza della turbina	0,87	
Efficienza dei compressori	0,78	
Efficienza del recuperatore	0,95	
Efficienza della conversione elettrica	0,92	
Efficienza meccanica del collegamento turbina-compressori	0,99	
Rapporto di compressione	2	
Pressione al reattore	2	MPa

Tabella 4.4: Assunzioni nello studio del convertitore

Essendo n il numero di stadi di compressione utilizzati si ridefiniscono la temperatura all'uscita del compressore

$$T_{2i} = T_1(r_{pc}(1 + r_{px1}n + r_{px2}))^{\frac{k}{n}} \quad (4.16)$$

$$T_2 = T_1 + (T_{2i} - T_1)/\eta_c \quad (4.17)$$

e quella di ingresso nello scambiatore del reattore

$$T_3 = (T_5 - T_2)\eta_r + T_2 \quad (4.18)$$

L'efficienza del ciclo risulta

$$\eta_4 = \frac{(T_4 - T_5) - (T_2 - T_1)/\eta_m n}{T_4 - T_3} \quad (4.19)$$

Le assunzioni sulle caratteristiche del convertitore utilizzate dai programmi, sulla base di studi simili, sono riportate in tabella 4.4. Sulla base dei prototipi presentati in [40] si può assumere una legge empirica per la massa del singolo convertitore come la

$$m_c = 0,108P_e^{2/3} \quad (4.20)$$

essendo P_e la potenza elettrica convertita. Considerazioni di ridondanza suggeriscono la suddivisione della potenza tra almeno due unità.

4.5.2 Dimensionamento del reattore

Il reattore utilizzato per la produzione di potenza termica è del tipo veloce “a tubi di calore”, come descritto in 1.3. Il suo dimensionamento si effettua in base ai risultati dello studio [20], che presenta, tra le molte cose, alcuni diagrammi per la scalatura rispetto alla potenza di un reattore del tipo citato, al variare della temperatura operativa. Scegliendo per i tubi di calore una temperatura di 1300 K, si può evincere una relazione che definisca la massa del reattore in kg come

$$m_r = 2,15 \cdot 10^{-4}P_t + 250 \quad (4.21)$$

dove P_t rappresenta la potenza termica in W . Si osserva però che tale legge sottostima di circa 1,7 volte l'ipotesi del più recente [26] per il reattore da $360 kW_t$, con tutta probabilità perché nel disegno di [20] il combustibile è alloggiato in contenitori concentrici ai tubi di calore, che permettono maggiore compattezza e risparmio ponderale, implicando però una maggiore difficoltà costruttiva rispetto al disegno “SAFE”, a cui fa riferimento [26]. Nel caso si opti per quest'ultimo, come in A.6.2, si deve ritenere cautelativamente necessario, anche per la relativa scarsità di dati a disposizione, applicare alla 4.21 un fattore di sicurezza 2.

Si può procedere analogamente per quanto riguarda lo scudo anti-radiazioni. [20] ne riporta un dimensionamento calcolato nell'ipotesi si impieghi conversione tipo Brayton¹³ e la separazione dal carico utile sia di $25 m$. Considerando che l'intensità di radiazione risulta inversamente proporzionale al quadrato della distanza dalla sorgente si può ipotizzare in prima approssimazione come

$$m_s = (8,35 \cdot 10^{-5} P_t + 90) \frac{25^2}{d^2} \quad (4.22)$$

dove m_s è la massa dello scudo in kg e d la separazione tra generatore e carico utile in m .

4.5.3 Dimensionamento del radiatore

Le macchine termiche riescono a convertire in lavoro solo una parte del calore messo a loro disposizione, e devono scartarne il resto verso una “sorgente fredda”. Nelle applicazioni terrestri tale scambio non è generalmente particolarmente problematico, potendosi utilizzare lo scarico in atmosfera o lo scambio convettivo con l'aria o altri refrigeranti. Nello spazio invece il problema della reiezione del calore è in generale molto più gravoso: non esistendo fluidi all'esterno dei veicoli l'unico meccanismo di trasmissione del calore che rimane efficace è quello per irraggiamento. Bisogna dunque provvedere a installare dei pannelli radianti ad alta temperatura che provvedano all'invio del calore da dissipare verso il fondo nero dello spazio.

La forma del radiatore dev'essere scelta con oculatezza affinché i pannelli non si trovino direttamente esposti alle radiazioni generate dal reattore, che potrebbero degradarne le prestazioni nel tempo. Sebbene il reattore disponga di uno scudo destinato a schermarne la radioattività, esso è presente, al fine di contenerne la massa, solo da un lato del nucleo e protegge solo una regione conica nella quale deve rimanere confinato tutto il veicolo¹⁴. Le proposte più comuni in letteratura

¹³in caso di conversione termoelettrica, pure trattato in [20], la massa dello scudo risulterebbe maggiore, a causa della sensibilità alle radiazioni dei componenti elettronici.

¹⁴precedenti lavori sull'argomento indicano la semiapertura appropriata di tale “zona d'ombra” nell'ordine della quindicina di gradi [2] [26].

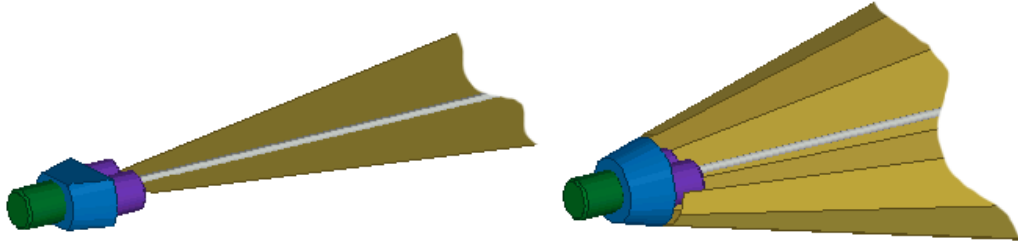


Figura 4.9: Possibili forme del radiatore principale

δ	semiapertura del cono dell'ombra
ϵ	emissività del radiatore
η_r	efficienza del radiatore
σ	costante di Stefan-Boltzmann
L_1	distanza del radiatore dal vertice dell'ombra

Tabella 4.5: Legenda dei simboli utilizzati nel modello del radiatore del generatore

per la forma un radiatore che debba soddisfare tale requisito sono essenzialmente due: tronco-conica che approssimi il bordo dell'ombra o trapezoidale, giacente sul piano dell'eclittica 4.9. Sebbene la prima possa a prima vista sembrare di maggiore compattezza si deve tenere conto del fatto che essa intercetta inevitabilmente le radiazioni solari, cosa che può risultare estremamente penalizzante per un radiatore a temperatura relativamente bassa, come quella di un sistema che utilizzi conversione dinamica; il requisito di alta temperatura dei radiatori è infatti in conflitto con quello di una elevata espansione in turbina, al fine di aumentare l'efficienza del convertitore. Si assume dunque che il radiatore sia formato da una serie di pannelli rettangolari dispiegati sul piano dell'eclittica a formare una superficie approssimativamente trapezoidale contenuta nell'ambito della zona protetta dalle radiazioni.

Dati il flusso di calore da dissipare P , la differenza di temperatura tra ingresso T_c e uscita del radiatore T_f e il calore specifico a pressione costante del fluido di lavoro c_p , assunto in prima approssimazione indipendente dalla temperatura, segue la portata del ciclo

$$\dot{m}_f = \frac{P}{c_p(T_c - T_f)} \quad (4.23)$$

Ipotizzati una larghezza¹⁵ dei pannelli h e assunto che essi irradiano isotermicamente alla temperatura di uscita del fluido di lavoro, si calcola per ogni coppia i

¹⁵con larghezza del pannello si intende la sua dimensione in direzione parallela all'asse del veicolo, con lunghezza quella in direzione perpendicolare.

ad una certa distanza dal reattore la superficie totale (da ambo i lati)

$$S_i = 4(L_1 + (i - 1)l) \operatorname{tg} \delta \cdot l \quad (4.24)$$

e la temperatura di reiezione T_i mediante la soluzione numerica della

$$(\sigma \epsilon T_i^4 - \alpha P_p) S_i = \dot{m}_f c_p (T_{i-1} - T_i) \quad (4.25)$$

ottenuta imponendo l'equilibrio tra il calore irraggiato dai pannelli e quello ricevuto dal fluido di lavoro¹⁶. La potenza termica dissipata da ogni coppia risulta dunque

$$P_i = \sigma \epsilon T_i^4 S_i \quad (4.26)$$

Tale modello viene iterato finché non si giunge a un numero di pannelli sufficiente a irradiare la potenza P , sostituendo infine, per l'ultima coppia di pannelli, alla 4.24 la

$$S_n = \frac{P - \sum_{i=1}^{n-1} P_i}{\sigma \epsilon T_c^4} \quad (4.27)$$

La massa specifica dei pannelli è stata stimata, considerando un ulteriore sviluppo della tecnologia a breve termine¹⁷, in accordo con vari autori tra i quali [38] e [26], nella quantità di 6 kg/m^2 .

4.6 Calcolo della massa del propellente e del tempo di spinta

Assegnata la massa del carico utile m_c , determinata quella totale a vuoto del veicolo m_v e scelte la variazione di velocità richiesta dalla missione Δv e la massa del sistema di gestione del propellente in relazione alla natura di quest'ultimo

$$m_t = c_t m_p \quad (4.28)$$

la massa totale del propellente m_p può essere determinata con la formula di Tsiolkovski

$$\frac{m_v + m_c + m_p(1 + c_t)}{m_v + m_c + m_p c_t} = e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g}} \quad (4.29)$$

Risolvendo per m_p si ottiene

$$m_p = \frac{(e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g}} - 1)(m_v + m_c)}{1 + c_t(1 - e^{\frac{\Delta v}{I_{sp} \cdot g}})} \quad (4.30)$$

¹⁶per la prima coppia si considera T_{i-1} essere la temperatura di ingresso del radiatore.

¹⁷ovvero nei prossimi 10-15 anni, con un ragionevole investimento di risorse.

Avendo scelto inizialmente la configurazione dei propulsori e quindi la loro portata \dot{m} , il tempo di spinta segue immediatamente da

$$t_s = \frac{m_p}{\dot{m}} \quad (4.31)$$

Capitolo 5

Conclusioni e sviluppi futuri

5.1 Conclusioni

Nell'ambito della tesi si è sviluppata una procedura per il dimensionamento preliminare di un veicolo spaziale che utilizzi propulsione magnetoplasmodinamica e generazione di potenza nucleare. I modelli sono stati codificati in linguaggio per calcolatore Octave in modo da fornire, specificati l'incremento di velocità richiesto dalla missione, la massa del carico utile e la potenza utilizzata dai propulsori, una stima delle grandezze principali del veicolo e i parametri necessari a un successivo studio di traiettoria.

Il modello del propulsore sviluppato mostra buona correlazione all'evidenza sperimentale sia per il propulsore ad arco sviluppato presso Centrosazio che per quello al litio del RIAME-MAI. Sebbene tutte le formulazioni teoriche considerate per valutare la spinta dovuta al campo magnetico forniscano buoni risultati, le predizioni migliori si ottengono accoppiando il modello di Tikhonov per la spinta generata dal campo autoindotto a quello rotazionale per la spinta dovuta all'applicazione di un campo esterno.

Dalla successiva proiezione dei modelli per il dimensionamento dei propulsori da utilizzare nello studio di sistema, appaiono prospettive interessanti per entrambi i motori trattati. Quello al litio mostra il superamento teorico del 40% di efficienza propulsiva e dei 5000 s di impulso specifico già alla potenza di 100 kW. Di contro si osserva però che il rapporto potenza/spinta risulta piuttosto elevato, con valori che partono da 50 kW/N alla potenza di 250 kW fino superare gli 80 per un propulsore da 1 MW, ad impulso specifico eccedente i 10000 s. Tali valori risultano troppo elevati per i requisiti delle missioni interplanetarie considerate, si osserva infatti che già al di sopra dei 500 kW il propulsore a gas, con potenza specifica nell'ordine di 35 kW/N e impulso specifico nell'intorno di 4000 s, è da preferirsi nello studio di sistema, sia per una missione marziana che gioviana.

Riguardo la forma del veicolo si conferma la necessità di introdurre tramite una struttura estensibile una notevole distanza tra reattore ed elementi sensibili alle radiazioni, quali elettronica di condizionamento e carico utile, in quanto la massa dello scudo di un veicolo compatto risulterebbe inaccettabile. Si nota comunque che la lunghezza necessaria ad alloggiare il radiatore della forma più vantaggiosa nella zona protetta dallo scudo aumenta con la potenza del reattore più di quanto non aumenti la distanza che manterrebbe costante la dose di radiazioni all'estremità del radiatore, dove viene posizionato il carico utile, e che la procedura riduce la massa dello scudo nelle configurazioni di maggiore potenza.

Per le configurazioni nelle quali si utilizzi un propellente contaminante, come nel caso del litio, si è altresì trovato opportuno, non considerando la possibilità di uno schermo, introdurre una separazione anche tra radiatori e gruppo propulsore, che risulta nell'ordine dei 5 m per i casi trattati.

Per quanto concerne il sistema di gestione della potenza, sotto le assunzioni ammesse, si osserva che c'è una convenienza in termini di massa a effettuare la trasmissione a potenza più alta di quella di utilizzo, sebbene il vantaggio risulti particolarmente pronunciato solo alle alte potenze; con trasmissione a tensione nell'ordine di quattro volte quella di utilizzo, che appare vantaggioso per tutte le configurazioni analizzate, si riscontra un risparmio nella massa del sottosistema che va dal 2% circa per un veicolo da 100 kW fino al 13% per uno da 1 MW.

Nei riguardi del generatore si conferma in tutte le configurazioni analizzate il vantaggio ponderale di utilizzare un ciclo rigenerativo per il convertitore Brayton. Appare inoltre attraente dai calcoli la possibilità di effettuare la compressione in più stadi; si nota infatti che aggiungendo uno stadio di compressione la temperatura minima ottima del ciclo si alza, cosicché mantenendo l'efficienza più o meno agli stessi livelli si può aumentare la temperatura di reiezione dei radiatori, riducendone dunque superficie e massa.

A proposito della sicurezza, il lancio di un reattore nucleare non sembra porre particolari questioni, a patto che l'accensione avvenga solo una volta giunti in un'orbita di parcheggio che assicuri, in caso di incidente, un tempo di rientro maggiore di quello di esaurimento della radioattività. A tale proposito appare adeguata per l'inizio della missione un'orbita circolare di quota 1000 km, che risulta relativamente semplice da raggiungere con le attuali tecnologie.

Gli esempi di veicolo e di missione considerati¹, con potenza dei propulsori da 100 a 1000 kW, carico utile da 1000 a 15000 kg e variazioni di velocità utili al raggiungimento dei pianeti Marte e Giove, mostrano una potenza specifica che varia nell'intervallo da 34 a 14 kg/kW, con valori di spinta, a seconda del propellente utilizzato, da 1,5 a 30 N. Il tempo di spinta delle configurazioni di maggiore potenza appare di interesse pratico; si prendano ad esempio i circa

¹si veda l'appendice B.

220 giorni di spinta per una missione marziana ($\Delta v \simeq 15 \text{ km/s}$) per il veicolo da 500 kW con carico da 5000 kg , che rientra nel massimo delle attuali capacità di lancio.

5.2 Ulteriori sviluppi

Il naturale sviluppo della tesi consiste nella realizzazione di uno studio di missione che utilizzi i risultati forniti dal codice in appendice A per calcolare l'effettivo tempo di trasferimento per le varie potenze considerate. L'impostazione modulare dei programmi permette tuttavia una semplice sostituzione della routine di dimensionamento dei propulsori, e risulterebbe di notevole interesse anche la realizzazione di procedure compatibili per altri tipi di propulsori elettrici, e la valutazione, nell'ottica del sistema, delle configurazioni più vantaggiose per varie classi di missione e potenza.

Si possono inoltre proporre alcuni spunti tesi alla valutazione specifica di certi aspetti della tesi:

1. Riguardo il modello dei propulsori MPD, oltre a suggerire la verifica con ulteriori tipi di configurazione e di propellenti, si può notare che:
 - alcune grandezze, come la temperatura del plasma in prossimità del catodo e la caduta di potenziale negli strati vicini agli elettrodi, in mancanza di sicure modellazioni teoriche, sono state assunte in modo da far meglio aderire i risultati all'evidenza sperimentale. Malgrado i buoni risultati ottenuti sarebbe certamente interessante l'introduzione di modelli teorici riguardo il loro andamento rispetto alla portata di massa e al campo magnetico applicato;
 - nel calcolo della spinta gasdinamica non si è considerato l'effetto di un eventuale ugello, sia esso fisico o magnetico. In un modello più raffinato potrebbe risultare appropriato valutarne l'effetto.
2. Riguardo il modello del sistema si osserva che:
 - si è assunto, in assenza di evidenza sperimentale, che i propulsori siano in grado di irraggiare completamente le proprie inefficienze. Un interessante sviluppo contemplerebbe la valutazione della eventuale percentuale di tali perdite che si debba rimuovere tramite sistemi esterni e della possibilità di riutilizzare tale calore in un sistema rigenerativo.

- non è stata valutata la possibilità, indicata da alcuni autori², di utilizzare uno schermo nel caso di propellente contaminante. Nel caso si voglia procedere in tal senso si dovrebbe valutare se l'introduzione di un tale elemento possa eliminare o ridurre la necessità della seconda struttura estensibile, introducendo un vantaggio per quanto riguarda massa e ingombro.
- per generalità di trattazione la forma del veicolo utilizzata nei calcoli è solo quella proposta nelle figure 4.3-4.4. Nel caso non sussista problema di contaminazione da parte del propellente³ potrebbe essere interessante la comparazione delle altre due soluzioni e la valutazione dei loro vantaggi.
- durante lo studio si è osservato che il sistema trae beneficio, in termini di massa, da un ciclo di conversione a multipli stadi di compressione, richiedendo una minore superficie radiante. Nella tesi ci si è limitati a considerare l'uso dei due circuiti di reiezione, già richiesti per ridondanza, in serie invece che in parallelo; potrebbe risultare interessante l'analisi di ulteriori soluzioni, eventualmente anche considerando di disaccoppiare il convertitore dagli altri elementi del generatore.

²ad esempio [30].

³cioè si lavori con gas nobili o si dimostri l'effettiva efficacia dell'impiego di uno schermo.

Appendice A

Programmi

Il software su cui si basa la tesi è stato sviluppato in GNU Octave¹, un ambiente *open-source* largamente compatibile con Matlab. Per semplificare una eventuale redistribuzione i commenti ai programmi sono scritti in lingua inglese.

A.1 Modello del propulsore MPD

A.1.1 f4.m

Invocato da A.1.4, definisce il sistema per il calcolo della corrente critica di un propulsore a campo autoindotto (si veda 3.2).

```
function y=f4(x)
    global rmfc;
    global Ba;
    global mu;
    global ae;
    global ra;
    global rc;
    global mp;
    global il;
    global Reff;
    global tt;
    global mfc;
    y(1)=((rmfc*Ba)^2+(mu*x(1)/(2*pi*rc(tt)))^2)^.5-x(2);
```

¹si veda <http://www.octave.org>.

```

y(2)=8*pi*3.6/(ra(tt)/rc(tt)-.5)*ae*mp*mfcf(tt)
/(x(2)*2*(ra(tt)-rc(tt))-x(1);
endfunction

```

A.1.2 dk

Contiene i parametri necessari alla valutazione della spinta dovuta al campo magnetico applicato.

```

# Created by Octave 2.1.50 , Mon Mar 22 11:29:31 2004
  CET <giulio@gummo>
# name: dk
# type: matrix
# rows: 8
# columns: 2
  0.13 0.07
  0.15 0.08
  0.15 0.08
  0.15 0.09
  14 11
  15 20
  15 20
  15 19

```

A.1.3 dTec

Contiene le stime delle temperature in prossimità del catodo, necessarie alla valutazione della spinta gasdinamica.

```

# Created by Octave 2.1.50 , Mon Mar 22 12:57:20 2004
  CET <giulio@gummo>
# name: dTec
# type: matrix
# rows: 8
# columns: 2
  0.7 0.6
  0.6 0.6
  0.6 0.6
  1 0.9
  0.7 0.7

```



```

1.8 0.5
1.8 0.5
1.4 0.6

```

A.1.4 mpd.m

Routine principale per la valutazione teorica delle caratteristiche del propulsore.

```

function [ ret ]=mpd(mpp,Bap,i,j,Is,ttp,vott,kott,rarc,
vsao);

```

```

%%% Program initialization

```

```

    global Ba;
    Ba=Bap;
    global mp;
    mp=mpp;
    % mode (0= critical , 1= test )
    if Is<0
        mode=0;
        Isc=-Is;
    else
        mode=1;
        Isc=1;
    end
    % thruster type (1=HPT, 2=MAI Li-MPD)
    global tt;
    tt=ttp;

```

```

%%% Physical constants

```

```

    % vacuum magnetic permeability [ kg*m/(A^2*s^2) ]
    mu0=1.25663706144e-6;
    % universal gas constant [ J/(mol*K) ]
    Ru=8.31451;
    % Boltzmann constant [ J/K ]
    k=1.380658e-23;
    % electron charge [ C ] ( absolute value )
    qe=1.60217733e-19;
    % Avogadro 's number [ 1/mol ]
    Na=6.0221367e23;

```

```

% Earth gravitational acceleration [m/s^2]
g=9.80665;

%%% Thruster assumptions
%% Thruster type
switch tt
case 1
    pt=0;
case 2
    pt=1;
case 3
    pt=2;
    tt=1;
end

%% Propellant
% specific heat ratio []
ga=5/3; % for monoatomic gas
switch pt
case 0 % argon
    % atomic weight [kg/mol]
    M=.039948;
    % single atom ionization potential [J]
    epi=2.62e-18;
case 1 % lithium
    M=.006941;
    epi=8.95e-19;
case 2 % hydrogen
    M=.001007;
    epi=2.18e-18;
end

% magnetic susceptibility []
chm=0;
% magnetic permeability [kg*m/(A^2*s^2)]
global mu;
mu=(1+chm)*mu0;
% propellant gas constant [J/(kg*K)]
Rg=Ru/M;
% cathode region electronic temperature data
Tecd=[1.1444 2.9987];

```

```

% cathode region electronic temperature [K]
if vott>0
    Tec=vott; % [eV]
else
    load dTec
    Tec=dTec(4*(tt-1)+i,j);
end
Tec=Tec*qe/k; % [K]
% cathode region ion temperature [K]
Tic=Tec;
% Mach number near cathode []
Mc=1; % choked injectors
% cathode region sound speed [m/s]
ac=(2*ga*Rg*Tic)^.5; % complete ionization , as
    suggested by tikhonov

%% Engine
% magnet radius [m]
rm=.149; % as for HPT
global rc;
global ra;
% percentage of mass flux injected through the (main
    ) cathode []
global mfcp;
mfcp=[.909 1];
if mode==1
% cathode outer radius [m]
    rc=[.01 .0225];
% anode inner radius (minimum) [m]
    ra=[.1 .08];
else
    A0cr=(3.6/(rarc-.5));
    Isf=sqrt(8*pi*A0cr*ac*mp*mfcp(tt)/(ga*mu*Mc))*
        Isc;
% current density per cathode area unit
    cdca=200; % [A/cm^2]
    cdca=cdca*1e4; % [A/m^2]
    rc=(Isf/(pi*cdca))^.5*ones(1,2);
    ra=rarc*rc;
end
% cabling cross sectional area [m^2]

```

```

    Am=2.36e-5; % estimated from area of HPT magnet
        /70
    % number of coils []
    nc=70;
    % wiring lenght [m]
    lw=.5;
    % resistivity of magnet wiring [ohm*m]
    ro=2e-7; % copper
    %% effective radius ratio reduction coefficient []
    global Reff;
    Reff=[.165 1];
    % magnet and wiring resistance [ohm]
    Rmw=ro*(2*pi*rm*nc+lw)/Am;
    % current inside the magnet [A]
    Im=Ba*2*rm/(mu*nc);

    %% Functioning data
    % cathode temperature [K]
    switch mode
    case 0
        Tsc=3000; % steady-state
    case 1
        Tsc=300; % quasi-stationary , as in
            experimental data
    end
    % voltage loss due to radiation
    Vr=20; % [eV]
    Vr=Vr*qe; % [J]
    % % voltage loss through cathode sheath [V]
    % Vsc=[20 10.5](tt);
    % exit section electronic temperature
    Tee=3; % [eV]
    Tee=Tee*qe/k; % [K]
    % exit section sound speed [m/s]
    global ae;
    ae=(2*ga*Rg*Tee)^.5; % complete ionization
    % voltage loss through ancathode sheath [V]
    if (mode==1)&&(vsao>0)
        Vsac=vsao;
    else

```

```

        Vsac=[28.6 26.8 26.8 33;13.5 12.8 12.8 13.1;28.6 26.8 26.8 33](
            tt,i);
    end
    %% Mach number at chamber exit []
    Me=((2*ga+1)/ga)^.5;    % from physics_jahn

    %% Critical current model
    %% Magnetic field at cathode tip vs. maximum []
    global rmfc;
    rmfc=.908;

    % critical Tikhonov parameter []
    A0cr=(3.6/(ra(tt)/rc(tt)-.5));

    %% Self-field model
    % Critical current [A]
    Isf=sqrt(8*pi*A0cr*ac*mp*mfc*(tt)/(ga*mu*Mc))*Isc;

    %% Applied field model
    Ip=Isf;
    ssc=0;
    info=0;
    while (info!=1)&&(ssc<3)
        x=[Ip Ba+.01];
        [x,info]=fsolve("f4",x*1.5);
        Ip=Ip*1.1;
        ssc=ssc+1;
    end
    %perror("fsolve",info);
    % Critical current [A]
    Iaf=x(1)*Isc;

    %% Combination
    b=(x(2)^2-(Ba*rmfc)^2)/x(2)^2;
    Q=sqrt(b);
    % Critical current [A]
    I=Iaf.*(1-Q)+Isf.*Q;

    if info==1
        Icr=I;
    end

```

```

% chamber current [A]
if (mode==1)
    I=Is ;
    B=((rmfc*Ba).^2+(mu*I/(2*pi*rc(tt))).^2).^5;
end

%%% Thrust model
%% Choueiri's parameters
% dimensionless current []
cs=I./(mp.^5*(2*epi/(M/Na)).^25/(mu/(4*pi)*log(ra
    (tt)/rc(tt))).^5);
% reference mass flow [kg/s]
mps=66e-3;
%% Tikhonov parameter []
A0sf=ga*mu*Me*I.^2/(8*pi*ac*mp); % self-induced
    field
A0af=Ba*rmfc*I*(ra(tt)-rc(tt))/(4*pi*ac*mp); %
    applied field
A0=A0af.*(1-Q)+Isf*Q;
%% Self-induced thrust parameter [N/A^2]
switch i
case 1
    b=mu/(4*pi)*(log(ra(tt)/rc(tt)*Reff(tt))+.75)
        ./ (cs.*(cs<1)+(cs>=1)); % Maecker
case 2
    b=mu/(4*pi)*((ga+1)/2+1./(2*A0.^2)); %
        Tikhonov
case 3
    b=mu/(4*pi)*((ga+1)/2+1./(2*A0)); % modified
        Tikhonov
case 4
    b=mu/(4*pi)*(mp/mps./cs.^4+log(ra(tt)/rc(tt)*
        Reff(tt)+cs.^2)); % Choueiri
end
%% Self-induced thrust [N]
Tl=b.*I.^2;
%% Magnetic field at chamber exit vs. maximum []
rmfe=.527;
%% Hall thrust [N]
if kott>0

```

```

    dk=ones(4,2)*kott;
else
    load dk
    dk=dk((j-1)*4+[1:4],:);
    switch j
    case 1
        Th=dk(i,tt)*2*ra(tt)*rmfe*Ba*I; % Tikhonov
        , Grishin
    case 2
        Th=dk(i,tt).*(mp.*Ba*I*rmfe).^0.5; %
        Gilland viscous
    end
end
%% gasdynamic thrust [N]
Tg=Me*ac*mp; % exit speed*mass flow
%% total thrust [N]
T=Tl+Th+Tg;
%% exhaust velocity [m/s]
ve=T./mp;
%% specific impulse [s]
Isp=ve/g;

%% Losses model
% thrust power [W]
Pt=T.^2/(2*mp);
% ionization power [W]
Pi=(epi+Vr+2*k*Tec)*Na*mp/M.*(cs.*(cs<1)+(cs>=1));
% power dissipated through anode and cathode sheath
[W]
Pac=(Vsac+2*k*(Tee-Tsc)/qe)*I;
% power dissipated due to Joule effect inside the
magnet [W] (if electric, otherwise set to zero)
Pm=Rmw*Im.^2;
% supercritical resistance [ohm]
Rk=.02;
% power dissipated by supercritical phenomena [W]
if (mode==1)
    Pk=Rk*((I>Icr).*(I-Icr)).^2;
else
    Pk=0;

```

```

    end
    % chamber power [W]
    Ptot=Pt+Pi+Pac+Pk;
    % total power [W]
    % the power dissipated into the magnet is not
    % considered in test mode, to match experimental
    % data, and in AURORA results
    if (mode==0)&&(kott!=-1)
        Ptot=Ptot+Pm;
    end
    % chamber voltage drop [V]
    V=(Ptot)./I;
    % thruster efficiency []
    et=Pt./Ptot;

    ret=[V;T;et;Isp;Ptot;Icr zeros(1,length(I)-1)];

else

    ret=zeros(5,1);

end

```

A.1.5 mpd_ed

Contiene i dati sperimentali delle prove effettuate presso Centrosazio documentate in [21], [36], [15] e [11].

```

# Created by Octave 2.1.50, Tue Mar 09 19:02:40 2004
# CET <giulio@gummo>
# name: ed
# type: matrix
# rows: 75
# columns: 8
1500 2000 2500 3000 3500 4000 0 0
40 42 45 49 55 63 0 0
1 1.3 1.8 2.2 2.5 2.8 0 0
0.00022 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
1500 2000 2500 3000 3500 0 0 0

```



```

69 73 78 82 88 0 0 0
2.1 2.6 3.2 3.6 4 0 0 0
0.00022 0 0 0 0 0 0 0
0.04 0 0 0 0 0 0 0
1000 1500 2000 2500 3000 3500 0 0
80 86 95 99 107 118 0 0
2.3 3 3.9 4.8 5.5 6.3 0 0
0.00022 0 0 0 0 0 0 0
0.08 0 0 0 0 0 0 0
2000 2500 3000 3500 4000 4500 0 0
63 68 72 77 83 90 0 0
0.8 1.3 1.8 2.2 2.9 3.5 0 0
0.00022 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
4000 4500 5000 5500 0 0 0 0
70 74 80 86 0 0 0 0
4 4.3 4.8 5.6 0 0 0 0
0.00044 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
4000 4500 5000 5500 6000 6500 0 0
60 66 73 80 90 98 0 0
4.9 5.4 5.8 6.2 7.1 8.2 0 0
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
3500 4000 4500 5000 5500 6000 6500 7000
32 38 42 53 60 70 82 95
2.1 2.8 3.2 3.8 4.8 5.8 6.7 8
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
3500 4000 4500 5000 5500 6000 6500 7000
62 65 70 77 85 95 107 111
5.5 5.4 6 6.8 7 7.2 8 9
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0.04 0 0 0 0 0 0 0
3500 4000 4500 5000 5500 6000 6500 7000
80 84 92 100 109 118 128 135
7.2 7.3 7.5 8.1 8.8 9.3 10.2 11.2
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0.08 0 0 0 0 0 0 0
3000 3500 4000 4500 5000 0 0 0
32 37 40 47 55 0 0 0

```

```

2.8 3.3 3.8 4.2 5 0 0 0
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0 0 0 0 0 0 0 0
1500 2000 2500 3000 3500 4000 4500 5000
56 57 58 60 63 66 73 80
3 3.3 3.6 4.2 4.7 5.1 5.8 6.2
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0.04 0 0 0 0 0 0 0
1500 2000 2500 3000 3500 4000 0 0
70 70 76 80 85 90 0 0
4.5 5 5.8 6.3 7.2 8.2 0 0
0.00066 0 0 0 0 0 0 0
0.08 0 0 0 0 0 0 0
1700 1800 1900 2000 0 0 0 0
56.5 57.5 60 61 0 0 0 0
2.58 2.72 2.86 2.93 0 0 0 0
8.1e-05 0 0 0 0 0 0 0
0.09 0 0 0 0 0 0 0
1700 1800 0 0 0 0 0 0
55 57 0 0 0 0 0 0
2.7 2.8 0 0 0 0 0 0
8.6e-05 0 0 0 0 0 0 0
0.09 0 0 0 0 0 0 0
1800 1900 2000 2100 0 0 0 0
56 55 56 58 0 0 0 0
2.84 2.98 3.15 3.29 0 0 0 0
9.4e-05 0 0 0 0 0 0 0
0.09 0 0 0 0 0 0 0

```

A.1.6 mpd_sper.m

Estrae e fornisce i dati sperimentali da [A.1.5](#).

```

function ret=mpd_sper(n)

load mpd_ed
ret=ed(5*(n-1)+[1:5],:);
if sum(ret(1,:)==0)
    ret=ret(:,1:find(ret(1,:)==0)(1)-1);
end

```

A.1.7 mpd_ver.m

Calcola la media degli errori relativi delle valutazioni teoriche rispetto ai dati sperimentali forniti da A.1.6 utilizzando le diverse teorie.

```
function mpd_ver

TV=[];
TT=[];

for tt=1:2

    spVt=zeros(4,2);
    spTt=zeros(4,2);
    vT=[];

    ii=1:4;
    ji=1:2;

    switch tt
        case 1
            ki=[1:3 5 6];
        case 2
            ki=13:15;
    end

    for k=ki
        ret=mpd_sper(k);
        I=ret(1,:);
        Vs=ret(2,:);
        Ts=ret(3,:);
        mp=ret(4,1);
        Ba=ret(5,1);

        for i=ii
            for j=ji
                ret=mpd(mp,Ba,i,j,I,tt,0,0,0,0);
                Vt=ret(1,:);
                Tt=ret(2,:);
                spV=sum(abs(Vs-Vt)./Vs)/length(I);
                spT=sum(abs(Ts-Tt)./Ts)/length(I);
```

```

        spVt(i,j)=spVt(i,j)+spV;
        spTt(i,j)=spTt(i,j)+spT;
        if (i==2)&&(j==2)
            vT=[vT spT];
        end
    end
end
end

nsc=sum(Vt!=0);
TV=[TV; spVt/nsc];
TT=[TT; spTt/nsc];

save ver TV TT

end

TV
TT

```

A.1.8 mpd_ver_tv.m

Analoga a [A.1.7](#) viene utilizzata da [A.1.9](#).

```

function ret=mpd_ver_tv(tt,jk,Tec,kaf)

spTt=zeros(4,1);
vT=[];

ii=1:4;

switch tt
    case 1
        ki=[1:6];
    case 2
        ki=13:15;
end

for k=ki
    ret=mpd_sper(k);
end

```

```

I=ret ( 1 ,: ) ;
Ts=ret ( 3 ,: ) ;
mp=ret ( 4 ,1 ) ;
Ba=ret ( 5 ,1 ) ;

for i=ii
    ret=mpd(mp,Ba,i,jk,I,tt,Tec,kaf,0);
    Tt=ret ( 2 ,: ) ;
    spT=sum( abs (Ts-Tt) ./ Ts ) / length ( I ) ;
    spTt ( i )=spTt ( i )+spT ;
    if ( i==2)
        vT=[vT spT ] ;
    end
end
end

nsc=sum( Tt !=0 ) ;
ret=spTt / length ( ki ) ;

```

A.1.9 mpd_tv.m

Routine per l'ottimizzazione dei parametri utilizzati nel calcolo della spinta.

```

function mpd_tv

% Tec range [eV]
Teck=.5:.1:2;
% applied field theory k range [] [kr;kv] from
  mpd_gilland
% kk1=[.12:.001:.16];
kk1=[.05:.01:.2];
% kk2=[13:.1:16];
kk2=[10:1:25];

for tt=1:2
    for kki=1:2
        T=-1*ones (4,1);
        if kki==1
            kk=kk1;
        else

```

```

        kk=kk2;
    end
    for Teci=Teck
        for ki=kk
            Tr=mpd_ver_tv(tt, kki, Teci, ki);
            for i=1:4
                if (Tr(i)<T(i,1)) || (T(i,1)==-1)
                    T(i,1)=Tr(i);
                    T(i,2)=Teci;
                    T(i,3)=ki;
                end
            end
        end
    end
    T
end
end

```

A.1.10 mpd_ver_vv.m

Analoga a [A.1.7](#) viene utilizzata da [A.1.11](#).

```

function ret=mpd_ver_tv(tt, jk, Tec, kaf)

spTt=zeros(4,1);
vT=[];

ii=1:4;

switch tt
    case 1
        ki=[1:6];
    case 2
        ki=13:15;
end

for k=ki
    ret=mpd_sper(k);
    I=ret(1,:);
    Ts=ret(3,:);

```

```

mp=ret(4,1);
Ba=ret(5,1);

for i=ii
    ret=mpd(mp,Ba,i,jk,I,tt,Tec,kaf,0);
    Tt=ret(2,:);
    spT=sum(abs(Ts-Tt)./Ts)/length(I);
    spTt(i)=spTt(i)+spT;
    if (i==2)
        vT=[vT spT];
    end
end
end

nsc=sum(Tt!=0);
ret=spTt/length(ki);

```

A.1.11 mpd_vv.m

Routine per l'ottimizzazione dei parametri utilizzati nel calcolo della caduta di tensione in prossimità degli elettrodi.

```

function mpd_vv

% Vsa range [V] * do not use value 0, it's used as a
% special input by mpd.m *
Vsak=20:.1:50;

for tt=1:2
    V=-1*ones(4,2);
    for j=1
        for Vsai=Vsak
            Vr=mpd_ver_vv(tt,j,Vsai);
            for i=1:4
                if (Vr(i)<V(i,1)) || (V(i,1)==-1)
                    V(i,1)=Vr(i);
                    V(i,2)=Vsai;
                end
            end
        end
    end
end

```

```

        V
    end
end

```

A.2 Scelta dei propulsori

A.2.1 mintreq

Definisce efficienza e impulso specifico minimi desiderabili per i propulsori.

```

# Created by Octave 2.1.50 , Thu Mar 04 18:28:22 2004
    CET <giulio@gummo>
# name: etrr
# type: scalar
0.4
# name: Ispr
# type: scalar
4000

```

A.2.2 thrusters.m

Utilizzando [A.1.4](#) ricerca i propulsori compatibili con la potenza di ingresso variando rapporto dei raggi e campo magnetico applicato. Dato che questa procedura richiede in genere un cospicuo tempo di calcolo, i suoi risultati per ogni potenza dei propulsori vengono memorizzati in un file temporaneo, che se presente viene utilizzato in alternativa dal programma principale ([A.6.2](#)).

```

function ret=thrusters(Pe);

% this program searches within the given ranges of
% mass flux and applied magnetic field the thrusters
% of appropriate power

    load parthr
% mass flux operative range [kg/s]
% applied magnetic field available values [T]
    pran(Baor,"trba.txt");
% radius ratio range []
    pran(rrr,"trrr.txt");

```



```

% maximum number of operative thrusters []
ntm=1;
pval(ntm,"trnt.txt");
% theory used to estimate the self field contribute
[Maecker, Tikhonov, Tikhonov modified, Choueiri]
tsfc=[2 2];
% theory used to estimate the applied field
contribute [rotational, viscous]
tafc=[1 1];
% type of thruster
ttk=1:2;

Pot=[];
for Icf=1
for tnL=1:ntm
    P5=Pe/tnL;
    for ttp=ttk
        for rr=rrr
            for Ba=Baor
                mpi1=mpor(1);
                Ptr1=mpd(mpi1,Ba,tsfc(tp),tafc(tp),-Icf,
                    ttp,0,0,rr,0)(5);
                mpi2=mpor(2);
                Ptr2=mpd(mpi2,Ba,tsfc(tp),tafc(tp),-Icf,
                    ttp,0,0,rr,0)(5);
                if (Ptr1-P5)*(Ptr2-P5)<1
                    Ptr=0;
                    while abs(Ptr-P5)>P5*pt
                        mpm=(mpi1+mpi2)/2;
                        ret=mpd(mpm,Ba,tsfc(tp),tafc(tp),-
                            Icf,ttp,0,0,rr,0);
                        Ptr=ret(5);
                        if ret(5)==0 % if I-B system solution
                            failed
                            break
                        end
                        if (Ptr-P5)*(Ptr1-P5)<0
                            mpi2=mpm;
                        else
                            mpi1=mpm;
                        end

```

A.2.3 critical.m

```
function critical (Bap,ttp);
```

```
%%% Program mode (1=thesis , 2=AURORA report)
```

```

if ttp>2
    tt=2-mod( ttp ,2) ;
if ttp>4
    mode=3;
else
    mode=2;
end
else
    tt=ttp ;
    mode=1;
end

```

```

%% Physical constants
% vacuum magnetic permeability [kg*m/(A^2*s^2)]
mu0=1.25663706144e-6;
% universal gas constant [J/(mol*K)]
Ru=8.31451;
% Boltzmann constant [J/K]
k=1.380658e-23;
% electron charge [C] (absolute value)
qe=1.60217733e-19;
% Avogadro's number [1/mol]
Na=6.0221367e23;
% Earth gravitational acceleration [m/s^2]
g=9.80665;

%% Assumed data

%% Propellant
% type (0=argon, 1=lithium)
switch tt
    case 1
        pt=0;
    case 2
        pt=1;
end
% specific heat ratio []
ga=5/3; % for monoatomic gas
switch pt
    case 0 % argon
        % atomic weight [kg/mol]
        M=.039948;
        % single atom ionization potential [J]
        epi=2.62e-18;
        % cathode region electronic temperature [eV]
        Tc=1;
    case 1 % lithium
        M=.006941;
        epi=8.95e-19;
        Tc=1.5;
end
Tc=Tc*qe/k; % [K]

```

```

% magnetic susceptibility []
chm=0;
% magnetic permeability [kg*m/(A^2*s^2)]
global mu;
mu=(1+chm)*mu0;
% voltage loss due to radiation
Vr=20; % [eV]
Vr=Vr*qe; % [J]
% exit section electronic temperature
Te=3; % [eV]
Te=Te*qe/k; % [K]

% propellant gas constant [J/(kg*K)]
Rg=Ru/M;
% exit section sound speed [m/s]
global ae;
ae=(2*ga*Rg*Te)^.5;
% cathode region sound speed [m/s]
ac=(2*ga*Rg*Tc)^.5;

%% Engine
% magnet radius [m]
rm=.149; % as for HPT
% anode inner radius (minimum) [m]
global ra;
ra=[.1 .08];
% cathode outer radius [m]
global rc;
rc=[.01 .0225];
% cabling cross sectional area [m^2]
Am=2.36e-5; % estimated from area of HPT magnet
/70
% number of coils []
nc=70;
% wiring lenght [m]
lw=.5;
% resistivity of magnet wiring [ohm*m]
ro=2e-7; % copper
% work function of anode material
fi=5; % [V]

```

```

% voltage loss through anode sheath [V]
Vsa=10; % from HPT experimental tests
%% effective radius ratio reduction coefficient []
global Reff;
Reff=[.165 1]; % (1=common MPD, 2=HPT)

% magnet and wiring resistance [ohm]
Rmw=ro*(2*pi*rm*nc+lw)/Am;
% current inside the magnet [A]
Im=Ba*2*rm/(mu*nc);

%% Mach number near cathode
Mc=1;
%% Mach number at chamber exit
Me=((2*ga+1)/ga)^.5; % from physics_jahn

%%% Critical current model
%% Magnetic field at cathode tip vs. maximum []
global rmfc;
rmfc=.908;
%% safety factor on critical current
sfi=1;

A0=(3.6/(ra(tt)/rc(tt)-.5));
a=8.3e3;

Iau=[];
Iap=[];
B=[];

mpi=1e-5:1e-5:.8e-3;
global mp;
for mp=mpi
    Bab=rmfc*Ba;
    x=[mp*1e8 2*Bab];
    [x, info]=fsolve('f4',x*1.5);
    if info!=1
        x(1)=0;
    end

```

```

kb=(x(2)^2-Bab^2)/x(2)^2;
B=[B kb];

% Iap=[Iap x(1)];
Iap=[Iap A0*mu*a*mp/(x(2)*(ra(tt)-rc(tt))*1e-7)];
Iau=[Iau sqrt(8*pi*A0*a*mp/(ga*mu*Mc))];
end

if mode==1
    close all
    hold off
    xlabel("portata di massa [kg/s]")
    ylabel("corrente critica [A]")
    plot(mpi,Iap,";modello a campo applicato;")
else
    xlabel("mass flow [kg/s]")
    ylabel("critical current [A]")
    Bai=strcat(";Ba=",strcat(num2str(Ba)," T;"));
    plot(mpi,Iap,Bai)
end
end
hold on
switch mode
    case 1
        plot(mpi,Iau,";modello a campo autoindotto;");
        plot(mpi,Iap.*(1-B)+Iau.*B,";modello combinato;")
        gset term postscript
        if Ba==.04
            gset output "../figure/Iqm004.eps"
        else
            gset output "../figure/Iqm008.eps"
        end
        replot
        gset term X11
        hold off
        figure
        ylabel("parametro k_b")
        plot(mpi,B,";");
        gset term postscript
        if Ba==.04
            gset output "../figure/Bqm004.eps"
        else

```

```

        gset output "../figure/Bqm008.eps"
    end
    replot
    gset term X11
case 3
    gset term postscript
    gset output "ccmf.eps"
    replot
    gset term X11
end

```

A.3 Dimensionamento dei radiatori

A.3.1 ars

Definisce la semiapertura dell'ombra conica generata dallo scudo del reattore in radianti.

```

# Created by Octave 2.1.50 , Fri Mar 12 10:15:44 2004
  CET <giulio@gummo>
# name: ars
# type: scalar
0.261799387799149

```

A.3.2 radplagen.m

Dimensiona il radiatore del generatore.

```

function [ss,ll,Tr]=radplagen(P,Th,Tc,rd,rp,ho,a,abk);

load ars
L1=2.5;
h=2;
n=0;
s=[];

global mcp;
global ssol;
global Thsol;

```

```

global si;
global fvp;
global Pp;
global ab;
ab=abk;

si=5.67051e-8;
mcp=P/(Th-Tc);

%% Physical constants
load -force radconst

% mean planetary reemitted heat flux [W/m^2]
Pp=Pss/rd^2/4*(rp/(rp+ho))^2;
% fraction of sky occupied by planet []
fvp=asin(rp/(rp+h))/pi;

do
    nix=0;
    n++;
    ss=0;
    T=[];
    Thsol=Th;
    for i=1:n
        ssol=(L1+(i-1)*h)*tan(ars)*h*4;
        if i==n
            if mcp*(Thsol-Tc)/(si*Thsol^4-ab*Pp)>ssol
                nix=1;
                break
            else
                ss+=mcp*(Thsol-Tc)/(si*Thsol^4-ab*Pp);
            end
        else
            ss+=ssol;
        end
        [x,info]=fsolve("fradplaele",.9*Thsol);
        T=[T x];
        Thsol=x;
    end
until nix==0
ll=n*h;

```


$T_r = T(1)$;

A.3.3 radiator2.m

Calcola la superficie di un radiatore piano generico.

```
function [s]=radiator2(Pp,Tp)

% (power to be dissipated [W], inlet temperature [K],
% distance from sun [AU], planet radius [m], radius
% of orbit around planet [m], mean albedo coefficient
% [], radiator surface absorbivity [])

%% Physical constants
% Stefan-Boltzmann constant [W/(m^2*K^4)]
si=5.67051e-8;

%% Radiator assumptions
% radiator surface emissivity []
ep=.85; % from nep_lipinski

% radiator area [m^2]
s=Pp/(si*ep*Tp^4);
```

A.3.4 radiator3.m

Dimensiona il radiatore del sistema di gestione della potenza, utilizzando [A.3.3](#).

```
function [s,lx]=radiator3(Pp,Tp,ab)

s=radiator2(Pp,Tp,ab);
load extstruct
load ars
load lss
ly=lss(1)*tan(ars);
lx=s/(4*ly);
```

A.4 Dimensionamento del sistema di gestione di potenza

A.4.1 `td`

Definisce la densità superficiale dei radiatori in kg/m^2 .

```
# Created by Octave 2.1.50 , Wed Mar 24 17:03:05 2004
  CET <giulio@gummo>
# name: drr
# type: scalar
6
```

A.4.2 `extstruct`

Definisce la densità lineare delle strutture estensibili in kg/m e il rapporto tra la loro lunghezza al lancio e quella in estensione.

```
# Created by Octave 2.1.50 , Wed Mar 03 21:20:18 2004
  CET <giulio@gummo>
# name: mss
# type: matrix
# rows: 1
# columns: 2
  0.5 0.5
# name: rfe
# type: matrix
# rows: 1
# columns: 2
  0.02 0.02
```

A.4.3 `ppm.m`

Dimensiona le strutture estensibili e il modulo di gestione della potenza.

```
function [mpcd,P3,lpp,dd]=ppm(P5,Vtr,tr,lss,ttp);

%%% Analysis of main structure and power processing
      module for nuclear electric propulsion
```

```

%% Extensible structures
load extstruct
% reactor side structure
load etv
% other side structure
load ars
ly=lss*tan(ars);
ls2=[0 2+2/3*ly](ttp);
lss=[lss ls2];
save lss lss
% folded structure lenght [m]
lsf=lss.*rfe;
% total mass [kg]
ms=mss.*lss;

%% Power management and distribution
%% Transmission voltage
Vtr=[tr 1]*Vtr;
%% Main wiring (1=reactor side beam, 2=other side beam)
% total acceptable power loss in wiring []
dtlw=.01;
dplw=dtlw*[lss(1) lss(2)]./sum(lss);
Ic=P5./Vtr;
% total resistance [ohm]
rtc=(dplw*P5)./Ic.^2;
% conductor density [kg/m^3]
rocw=[2698 8960]; % [aluminum copper]
% insulator density [kg/m^3]
roiw=1740; % ETFE, used on power-mason
% conductor resistivity
recw=[2.65 1.67]; % [microohm*cm] [aluminum copper]
recw=recw*1e-8; % [ohm*m]
mwf=[-1 -1];
for j=1:1
% conductor area [m^2]
Acw=(recw(j)*lss)./rtc;
if lss(2)==0
Acw(2)=0;
end

```

```

% insulator area [m^2]
Aiw=Acw/2.* Vtr >500;
% cable mass per unit of lenght [kg/m]
mwp=Aiw*roiw+Acw*rocw(j);
% total mass [kg]
mw=lss.*mwp;
for i=1:2
    if (mw(i)<mwf(1,i)) || (mwf(1,i)==-1)
        mwf(1,i)=mw(i);
        mwf(2,i)=j;
    end
end
end

% payload operative power during thrust [W]
Ppl=100;
% attitude control system power [W]
Pac=0; % attitude control provided by main
        propulsion system
% Account for cable resistance losses
P4=P5*(1+dtlw);
% PPM losses
ppml=.97; % from power_frisbee
pval(ppml*100,"ppml.txt");
if tr!=1
    pptl=.98; % from demonstration_niedra
    pval(pptl*100,"pptl.txt");
    ppml*=pptl;
end
% Account for resistance losses and power diverted
to payload and services
P3=(P4+Ppl+Pac)/ppml;
P13=P3-(P4+Ppl+Pac);
%% conditioning electronics specific mass [kg/W] as
on power_frisbee
mscd=[246 736 430 136 80 114 656]/1.5e6;
mspc=sum(mscd);
pval(mspc*1e3,"mspc.txt");
% conditioning electronics total mass [kg]
mpc=mspc*P4;
% transformer mass

```

```

if tr!=1
    mtr=1/6100*(1+.15*(tr+1))*P4;
else
    mtr=0;
end
% lenght [m] ( only if it has a dedicated segment of
  the spacecraft's axis , otherwise zero )
lpp=1;

%% PMAD heat rejection
% radiator temperature [K]
Trs=300;
pval(Trs,"trs.txt");
% radiator area [m^2]
[Srp,lrl]=radiator3(Pl3,Trs,.1); % consider
  cylindric radiator
Src=radiator_gesc(Pl3,Trs);
load td
% radiator mass [kg]
mrp=[Srp/2 Src]*drr;
load rot
if rot==-1
    if (mrp(1)<mrp(2))
        rot=0;
    else
        rot=1;
    end
    mrp=min(mrp);
else
    mrp=mrp(rot+1);
end
if rot==0
    lpp=lrl;
    Srg=Srp;
else
    Srg=Src;
end

load sc
% total mass [kg]
mpcd=sum(ms)+sum(mwf(1,:))+(1+sc)*(mpc+mrp+mtr);

```

```
% detailed output data
dd=[lss sum(mwf(1,:)) mpc mtr Srg mrp];
```

A.5 Dimensionamento del convertitore

A.5.1 conversion.m

Calcola l'efficienza di un convertitore Brayton nelle tre varianti presentate in 4.5.1.

```
function ret=conversion(rt,T4,Tl,ns) % ( type of
    radiator (0=gas cooled, 1=heatpipe), reactor outlet
    temperature [K], radiator outlet temperature [K])

%% Physical constants
% universal gas constant [J/(mol*K)]
Ru=8.31451;

%% Working fluid (typically a mixture of helium and
    xenon, from brayton_mason)
% specific heat at constant pressure [J/(kg*K)]
cp=4186.8*(1.241*2+.0378*54)/56;
% specific heat ratio []
ga=5/3;
k=(ga-1)/ga;
% molecular weight [kg/mol] (70% He, 30% Xe in
    volume, from safe_reid)
M=.004*.7+.131*.3;
% gas constant [J/(kg*K)]
Rg=Ru/M;

%% Cycle assumptions (from brayton_mason)
% turbine efficiency []
ett=.87;
% compressor efficiency []
etc=.78;
% recuperator efficiency [] (confirmed by
    performance_barrett)
```

```

    etr=.95;
% electric generator converter efficiency []
    eta=.92;
% mechanical efficiency of work transfer from
    turbine to compressor []
    etm=.99;
% compressor pressure ratio []
    rpc=2;
% pressure drop ratio through heat exchangers [] ( at
    reactor , recuperator , radiator ) from
    nep_lipinski
    if rt==0
        rpx=.0023;
    else
        rpx=.00852;
    end
    rpx=[rpx .004 .007];
% reactor exchanger nominal pressure [Pa]
    pre=2e6;
    file=fopen("conveff.tex","w","native");
    fprintf(file,"Efficienza della turbina&%s\\\\\\nEfficienza
        dei compressori&%s\\\\\\nEfficienza del recuperatore
        &%s\\\\\\nEfficienza della conversione elettrica&%
        s\\\\\\nEfficienza meccanica del collegamento turbina
        -compressori&%s\\\\\\nRapporto di compressione&%s
        \\\\\nPerdita di pressione relativa nello scambiatore
        del reattore&%s\\\\\\nPerdita di pressione relativa
        negli scambiatori del recuperatore&%s\\\\\\nPerdita
        di pressione relativa negli scambiatori del radiatore
        &%s\\\\\\nPressione al reattore&%s&$MPa$\\\\\\n",numastr
        ( ett ),numastr( etc ),numastr( etr ),numastr( eta ),numastr
        ( etm ),numastr( rpc ),numastr( rpx(1) ),numastr( rpx(2)
        ),numastr( rpx(3) ),numastr( pre/1e6 ));
    fclose( file );
% compression stages []
    n=2:ns;

%% %% Brayton
% turbine outlet temperature [K]
    T5i=T4/( rpc*(1-rpx(2)-rpx(3)))^k;
    T5=T4-(T4-T5i)*ett;

```

```

%% 1) non recuperated
% compressor inlet temperature [K]
T2i=T1*(rpc*(1+rpx(1)+rpx(2)))^k;
T2=T1+(T2i-T1)/etc;
T2s=T2;
% cycle efficiency []
et1=((T4-T5)-(T2-T1)/etm)/(T4-T2);

%% 2) recuperated with single compression stage
% reactor exchanger inlet temperature [K]
T3=(T5-T2)*etr+T2;
% cycle efficiency []
et2=((T4-T5)-(T2-T1)/etm)/(T4-T3);

%% %% 3) recuperated with n compression stages (T2 is
      constant)
%% % compressor inlet temperature [K]
%% T2i=T1*(rpc*(1+rpx(1)*n+rpx(2)))^(k./n);
%% T2=T1+(T2i-T1)/etc;
%% T2m=T2;
%% % reactor exchanger inlet temperature [K]
%% T3=(T5-T2)*etr+T2;
%% % radiator exchanger outlet temperature [K]
%% T7=T2-(T2-T1)./n;
%% % cycle efficiency []
%% et3=((T4-T5)-(T2-T7)/etm.*n)/(T4-T3);

%% 4) recuperated with n compression stages (T1 is
      constant)
% compressor inlet temperature [K]
T2i=T1*(rpc*(1+rpx(1)+rpx(2)))^(k./n);
T2=T1+(T2i-T1)/etc;
% reactor exchanger inlet temperature [K]
T3=(T5-T2)*etr+T2;
% cycle efficiency []
et4=((T4-T5)-(T2-T1)/etm.*n)/(T4-T3);

%%% results

```



```

%% [radiator maximum temperature , radiator minimum
    temperature , cycle efficiency]
% ret=[T5 T1 et1;T2s T1 et2;[T2m' T7' et3'];[T2'
    T1*ones(length(n),1) et4 ']];
ret=[T5 et1;T2s et2;[T2' et4 ']];

%% T-s reference diagrams

%% 1 /| 2 /| 3 /| 4 /|
%% /| /| /| /|
%% /| /--| /--| /--|
%% / / /--/ /--/ / /
%% | / | / | / | /
%% | / | / | / | /
%% | / | / | / | /

```

A.6 Studio del sistema

A.6.1 sc

Definisce la frazione strutturale generica dei sottosistemi.

```

# Created by Octave 2.1.50 , Fri Mar 12 10:41:55 2004
# CET <giulio@gummo>
# name: sc
# type: scalar
0.1

```

A.6.2 nepvm.m

Routine principale per il dimensionamento del sistema.

```

function [T,be,ml,tmt]=nepvm(Pe,nol,dvr,mpsl)

if (nargin<3)
    printf("\n\
usage: nep(thrusters_power,program_mode,mission_data,[
    payload_mass])\n\n\

```

```

        thrusters_power: thrusters electric power usage
                        [kW]\n\
    program_mode:      1) optimizes payload fraction /
                        vehicle mass\n\
                        2) minimizes thrust time\n\
    mission_data:      specifies mission data file
                        name\n\
    [payload_mass]:    assigns payload mass, mode 1
                        switches from payload fraction maximization
                        to overall mass minimization\n\n");
    break
end

if nargin<4
    mpsl=-1;
end

    Pe=Pe*1e3; % [W]

%%% Physical constants
    % Earth gravitational acceleration [m/s^2]
    g=9.80665;

    ofs=sprintf("nep%d_%d_%d",floor(Pe/1e3),floor(dvr)
        ,nol(1));
    if mpsl!=-1
        ofs=sprintf("%s_%d",ofs,floor(mpsl));
    end
    of=fopen(strcat(ofs, ".tex"), "w", "native");
    opetab(of);

%%% Mission scenario
    % payload launch configuration
    if mpsl!=-1
        s=sprintf("\\textbf{Massa del carico utile}&%d&
            $kg$\\\\\\n",floor(mpsl));
    else
        s="";
    end
    % required velocity increment [m/s]
    pval(dvr/1e3,"deltav.txt");

```

```

fprintf(of,"%s\\textbf{Variazione di àvelocit}&%s&
    $km/s$\\\\\\n\\hline\\n",s,numastr(dvr/1e3));
% expected thrust time
load tmt

```

```

%%% Thrusters assembly

```

```

%% Thrusters

```

```

% thruster lifetime
tlt=5000; % [h]
fprintf(of,"Limite operativo dei propulsori&2d&$h$
    \\\\\\n",tlt);
tlt=tlt*3600; % [s]
% total electric power [W]

```

```

file=sprintf("thrustemp%s",int2str(floor(Pe/1e3)))
;

```

```

if shell_cmd(sprintf("ls %s",file))!="";
    load(file)

```

```

else

```

```

    Potk=thrusters(Pe); % calls function to
        determine the appropriate thrusters for the
        power level

```

```

end

```

```

bcm=-1;

```

```

bct=-1;

```

```

% minimum efficiency and specific impulse values

```

```

load mintreq

```

```

pval(etr*100,"etr.txt");

```

```

pval(Ispr,"Ispr.txt");

```

```

% radiator data

```

```

load td

```

```

% structural coefficient (to be used where not
    specified differently)

```

```

load sc

```

```

% reactor-payload separation tentative [m]

```

```

load lsq

```

```

for ik=1:size(Potk)(2)

```

```

    Pot=Potk(:,ik);

```

```

% operating voltage [V]
Vtr=Pot(1);
% thrust [N]
Ttr=Pot(2);
% efficiency []
etr=Pot(3);
% thrusters number []
ntr=Pot(9);
ntro=ntr;
% required power [W]
Ptr=Pot(5);
P5=Ptr*ntr;
% specific impulse [s]
Isp=Pot(4);
% mass flux [kg/s]
mpp=Pot(7);
% applied magnetic field [T]
Ba=Pot(8);
% radius ratio []
rr=Pot(10);
% thruster type
ttp=Pot(11);
% operative current [A]
Icr=Pot(6);

if (etr>etrr)&&(Isp>Ispr)

do

%%% Thrusters
% thruster specific mass [kg/W]
msts=.0001; % extrapolated from RIAME Li-MPD
characteristics
pval(msts*1e3,"msts.txt");
% single thruster mass [kg]
mts=Ptr*msts;
% thruster lenght [m]
lt=.4; % from RIAME Li-MPD schematic

%% assembly structure & TVC
% mass [kg]

```

```

    mst=mts/3; % from systems_dearien
% lenght [m]
    lst=.2;

% single thruster + structure mass [kg]
    mtst=mts+mst;

% %%% Thrusters heat rejection
% % fraction of lost power transferred to the
% thrusters
%     lptt=.5;
% % radiator temperature [K]
%     Trs=600;
% % radiator area [m^2]
%     Srs=radiator2(Pe*(1-etr)*lptt,Trs,.1)/2; %
% radiating on both sides
% % radiator mass [kg]
%     mrs=Srs*dr;
mrs=0; % thrusters directly irradiate their losses

%% Thrust subassembly summary
% number of thrusters including spares
    ntr=ceil(tmt/tlt)+1;
% total mass [kg]
    mtsa=(1+sc)*(mtst*ntr+mrs);
% lenght [m]
    ltsa=lst+lts;

    mgpm=-1;
    mgam=-1;
for j=1:1:6

    crs=1;
do
    if mgam!=-1
        lsq=mgam(11)*crs;
    end
    [mpcd,P3,lpp,dd]=ppm(P5,Vtr,j,lsq,ttp);

% % % Generator

```

```

%% Power conversion
% maximum temperature [K] (from comparison_mason)
T4=1300;
% minimum temperature [K]
T1k=400:25:600;
% number of conversion modules []
ncv=2;
% maximum number of compressor stages to be tested
[]
ncst=2;

for T1=T1k

    ret=conversion(1,T4,T1,ncst);

    for i=3 %1:1+ncst
% cycle efficiency []
        etcv=ret(i,2);
% radiator maximum temperature [K]
        Th=ret(i,1);
% radiator minimum temperature [K]
        Tc=T1;
% power conversion mass [kg]
        mcv=(.108*(P3/ncv)^(2/3))*ncv;
% thermal input power [W]
        P1=P3/etcv;

%% Reactor
% mass coefficient (selection_buden design => 1,
    SAFE design => 2)
    cmr=2;
% mass [kg]
    mr=cmr*(.000215*P1+250); % from selection_buden

% extensible structures data
load -force lss
%% Radiation shield
% mass(Pt) [kg]
    msh=(8.35e-5*P1+90)*625/lss(1)^2;

%% Reactor radiator

```

```

% heat flux to be radiated [W]
Pr=P1-P3;
switch dvr
    case 15000
        nom="mars";
    case 24500
        nom="jupiter";
end
% radiator dimensions
[Srr,Lrr,Tr]=radiator_gen(Pr,Th,Tc,nom); %
    radplagen(Pr,Th,Tc);
% radiator mass [kg]
mrr=Srr*dr;

%% Generator summary
% total mass [kg]
mga=(mr+msh+mcv*ncv+mrr)*(1+sc);

if (Srr>0) % verifies that a suitable radiator
    has been found
    if ((mga<mgam(length(mgam))) || (mgam==-1)) %
        seeks for the smallest value of mga
        mgam=[T4 Tr Tl i etcv mcv*ncv P1 mr msh Srr
            Lrr mrr mga];
    end
end
end
end
until abs(lsq-mgam(11)*crs)/lsq<0.1
save lsq lsq

% generator+ppm+structures mass [kg]
mgp=mgam(length(mgam))+mpcd;
if (mgpm>mgp) || (mgpm==-1)
    mgpm=mgp;
    mgpk=[j dd mpcd mgam];
end
end

```

```

% %%%Launch vehicle attachment structure (Adaptor
%      937V5 from ariane5_manual)
%      % lenght [m]
%      lvas=.95;
%      % mass [kg]
%      mvas=140;

%% Determination of propellant mass
% total mass in thrust configuration excluding
%      propellant and propellant management [kg]
mtp=(mgpm+mtsa); % +mac if considered
% tankage and feed fraction []
ct=.1;
pval(ct,"tankage.txt");
% propellant + tanks + feed mass [kg]
if mpsl!=-1
    mt=mtp+mpsl;
    mp=(exp(dvr/(Isp*g))-1)*mt/(1+ct*(1-exp(dvr/(Isp
        *g)))));
    ml=mtp+mp+mpsl; % +mvas
else
% launch orbit inclination [deg]
    loi=23; % to lay on the ecliptic plane
% Ariane 5 (1000 km) performance [kg]
    mtl=M_perf(lo,2);
    mp=(mtl-mvas)*(1-1/exp(dvr/(Isp*g)));
% payload maximum mass [kg]
    mpay=mtl-mp-mtp; % -mvas
    ml=mtl;
end
% thrust time [s]
tmt=mp/mpp;
until ntr*tl>tmt

save tmt tmt

if nol==1
    if mpsl!=-1
        if (ml<bcm(length(bcm))) || (bcm==-1)

```



```

        bcm=[ttp mpp*1e6 Ba rr Icr Isp Ttr etr mtst
            ntr mtsa mgpk mtp mp tmt/3600/24 mtp/Pe
            *1e3 ml];
    end
else
    if (mpay>bcm(length(bcm))) || (bcm==-1)
        bcm=[ttp mpp*1e6 Ba rr Icr Isp Ttr etr mtst
            ntr mtsa mgpk mtp mp tmt/3600/24 mtp/Pe
            *1e3 mpay];
    end
end
else
    if mpsl!=-1
        if (bcm==-1) || (tmt/3600/24<bcm(length(bcm)-2))
            bcm=[ttp mpp*1e6 Ba rr Icr Isp Ttr etr mtst
                ntr mtsa mgpk mtp mp tmt/3600/24 mtp/Pe
                *1e3 ml];
        end
    else
        if (mpay>0)&&((bcm==-1) || (tmt/3600/24<bcm(
            length(bcm)-2)))
            bcm=[ttp mpp*1e6 Ba rr Icr Isp Ttr etr mtst
                ntr mtsa mgpk mtp mp tmt/3600/24 mtp/Pe
                *1e3 mpay];
        end
    end
end
end
end
end
end
end
end

if bcm!=-1

dsa=list("Tipo di propellente","Portata di massa del
    singolo propulsore","Campo magnetico applicato
    del singolo propulsore","Rapporto dei raggi di
    anodo e catodo","Corrente operativa","Impulso
    specifico","Spinta complessiva","Efficienza
    propulsiva","Massa del singolo propulsore",%"
    Numero di propulsori contemporaneamente operativi
    ",

```

"Numero di propulsori totali", "Massa totale dei propulsori",
 "Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa",
 "Lunghezza della prima struttura di separazione",
 "Lunghezza della seconda struttura di separazione",
 "Massa della cablatura", "Massa dell'elettronica di condizionamento",
 "Massa del trasformatore", "Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza",
 "Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza",
 "Massa totale del sottosistema di gestione della potenza",
 "Temperatura massima del ciclo",
 "Temperatura massima dei radiatori del generatore",
 "Temperatura minima del ciclo", "Ciclo", "Efficienza di conversione",
 "Massa dei convertitori", "Potenza termica del reattore",
 "Massa del reattore", "Massa dello scudo",
 "Superficie complessiva dei radiatori del generatore",
 "Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore",
 "Massa complessiva dei radiatori del generatore",
 "Massa totale del sottosistema di generazione",
 "\%" *Massa totale del sottosistema di controllo di assetto* ",
 "Massa totale del veicolo a vuoto", "Massa del propellente",
 "\%" *Massa delle strutture di collegamento al lanciatore* ",
 "Tempo di spinta", "Massa specifica del sistema di propulsione",
 "Massa totale", "Carico utile massimo");

```

nst=1;
cf=0;
for i=1:length(dsa)
    s="";
    fst=0;
    if findstr(nth(dsa,i),"totale")
        s=strcat(s,"\\textbf{");
        fst=1;
    end
    s=strcat(s,nth(dsa,i));
    if fst
        s=strcat(s,"}");
    end
    switch nth(dsa,i);

```

```

case "Tipo di propellente"
    switch bcm(i)
        case 1
            stp="argo";
        case 2
            stp="litio";
        end
        s=sprintf("%s&%s ", s, stp);
case "Massa del trasformatore"
    if bcm(i)
        s=sprintf("%s&%s ", s, numastr(bcm(i)));
    else
        s="";
    end
case "Massa totale al lancio"
    if mpsl!=-1
        q=bcm(i);
    else
        q=mtl;
    end
    s=sprintf("\textbf{%s}&%s ", nth(dsa, i),
        numastr(q));
case "Carico utile massimo"
    if mpsl== -1
        s=sprintf("\textbf{%s}&%s ", nth(dsa, i),
            numastr(bcm(i-1)));
    else
        s="";
    end
case "Ciclo"
    if bcm(i)==1
        s="Ciclo non recuperato";
    else
        if bcm(i)==2
            ssc="singolo stadio";
        else
            ssc=sprintf("%d stadi ", bcm(i)-1);
        end
        s=sprintf("Ciclo recuperato a %s di
            compressione", ssc);
    end
end

```

```

    case "Spinta complessiva"
        T=bcm(i);
        s=sprintf("%s&%s ",s,numastr(bcm(i)));
    case "Massa totale del veicolo a vuoto"
        be=bcm(i)/Pe;
        s=sprintf("%s&%s ",s,numastr(bcm(i)));
    case "Massa totale del sottosistema di gestione
        della potenza"
        s=sprintf("%s&%s ",s,numastr(bcm(i)));
        cf=1;
    otherwise
        s=sprintf("%s&%s ",s,numastr(bcm(i)));
    end
    if s!=" "
        s=sprintf("%s%s\\\\\\n",s,um(nth(dsa,i)));
        if fst
            s=strcat(s,"\\hline\\n");
        end
        fprintf(of,"%s",s);
        if cf
            clotab(of,Pe/1000,nst,dvr,nol,mpsl);
            opetab(of);
            nst+=1;
            cf=0;
        end
    end
end
clotab(of,Pe/1000,nst,dvr,nol,mpsl);

printf("\\nBest configuration written on file \\\"%s.
tex\\\"\\n\\n",ofs);
else
    disp("\\nImpossible to find a vehicle satisfying
    mission requirements\\n");
end

fclose(of);

```

A.7 Accessori

A.7.1 clotab.m

Provvede parte del codice \LaTeX per l'inclusione dei risultati in questo testo.

```
function clotab(f,p,n,dvr,nol,mpsl)

switch nol
    case 1
        sa="la frazione utile";
    case 2
        sa="tempo di spinta";
end
if mpsl!=−1
    sp=sprintf(" con carico utile di %d $kg$",mpsl);
else
    sp="";
end
fprintf(f,"\\end{tabular}\\n\\
\\end{center}\\n\\
\\caption{Veicolo da %d $kW_e$, ottimizzazione del%
s, $\\Delta v$=%s ~km/s$ (%d/2)}\\n\\
\\end{table}\\n\\n",p,sp,sa,numastr(dvr/1000),n);
```

A.7.2 numastr.m

Converte un numero in stringa utilizzando la virgola come separatore decimale.

```
function s=numastr(f,cs)

if nargin>1
    s=split(num2str(f,cs),".");
else
    s=split(num2str(f),".");
end
if size(s)(1)==1
    s=s(1,:);
else
    s=sprintf("%s,%s",deblank(s(1,:)),deblank(s(2,:)));
end
```

A.7.3 pran.m

Stampa un intervallo su file, per la successiva inclusione in questo testo.

```
function pran(r,f);

rp=r(1);
ru=r(length(r));
ri=(ru-rp)/(length(r)-1);
file=fopen(f,"w","native");
fprintf(file,"%s:%s:%s%%",numastr(rp),numastr(ri),
    numastr(ru));
fclose(file);
```

A.7.4 pval.m

Stampa un valore su file, per la successiva inclusione in questo testo.

```
function pran(r,f);

rp=r(1);
ru=r(length(r));
ri=(ru-rp)/(length(r)-1);
file=fopen(f,"w","native");
fprintf(file,"%s:%s:%s%%",numastr(rp),numastr(ri),
    numastr(ru));
fclose(file);
```

A.7.5 opetab.m

Provvede parte del codice \LaTeX per l'inclusione dei risultati in questo testo.

```
function opetab(f)

fprintf(f,"\\begin{table}\\n\\
\\begin{center}\\n\\
\\begin{tabular}{l l l}\\n");
```

A.7.6 um.m

Appone le unità di misura ai risultati di [A.6.2](#).

```

function sm=um(s)

lpa=list("Caric","Super","Poten","Tempe","Tempo","Porta",
"Campo","Impul","Spint","Lungh","Varia","Corre");
lum=list("kg","m^2","W","K","gg","mg/s","T","s","N","m",
"km/s","A");

seu=findstr(s,"{");
if seu==[]
    seu=0;
end
si=substr(s,seu+1,5);

sm="";
switch si
    case "Massa"
        if findstr(s,"specifica")!=[]
            sm="kg/kW";
        else
            sm="kg";
        end
    otherwise
        for i=1:length(lpa)
            if strcmp(nth(lpa,i),si)
                sm=nth(lum,i);
                break
            end
        end
end

if sm!=""
    sm=sprintf("&${s$ }",sm);
else
    sm="&";
end

```


Appendice B

Risultati

Nelle pagine seguenti si propongono alcuni esempi di veicolo dimensionati mediante i programmi proposti in appendice [A](#) e i grafici riassuntivi dei valori di spinta, massa specifica del sistema di propulsione, massa totale del veicolo e tempo di spinta in funzione della potenza dei propulsori e della massa del carico utile per due diverse variazioni di velocità, relative al raggiungimento dei pianeti Marte e Giove.

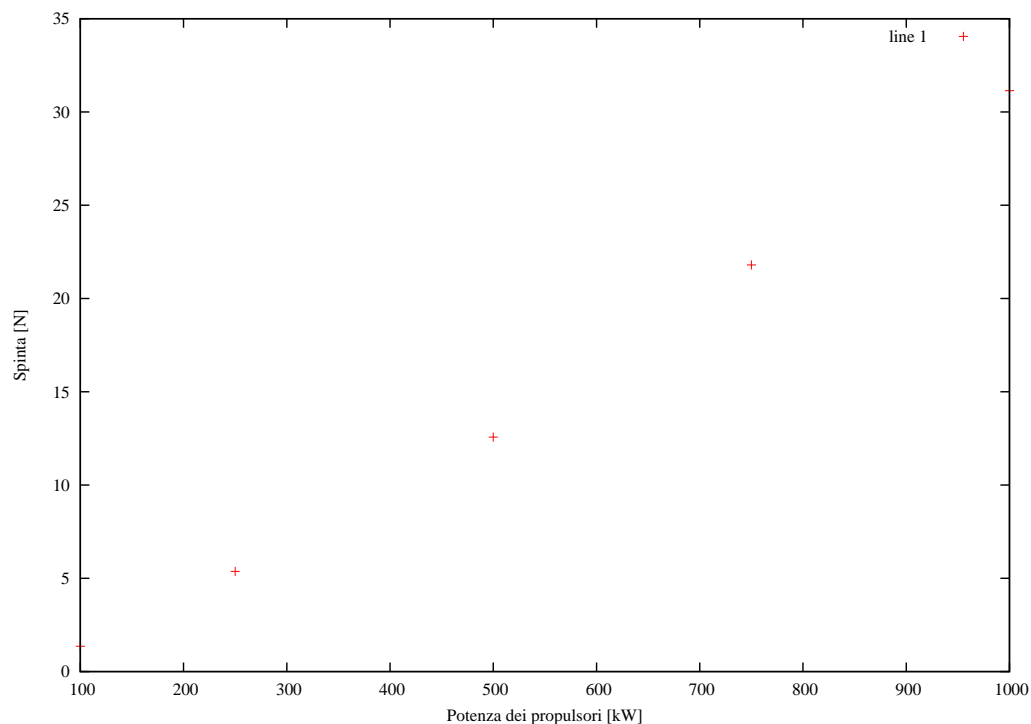


Figura B.1: Diagramma spinta/potenza, tutte le configurazioni

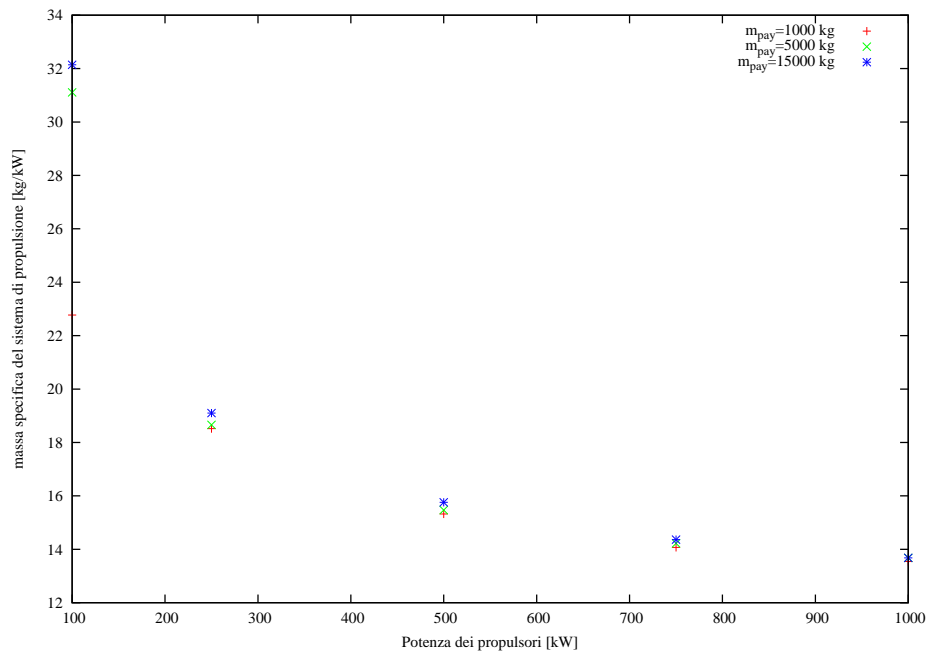


Figura B.2: Diagramma massa specifica del sistema di propulsione/potenza, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$

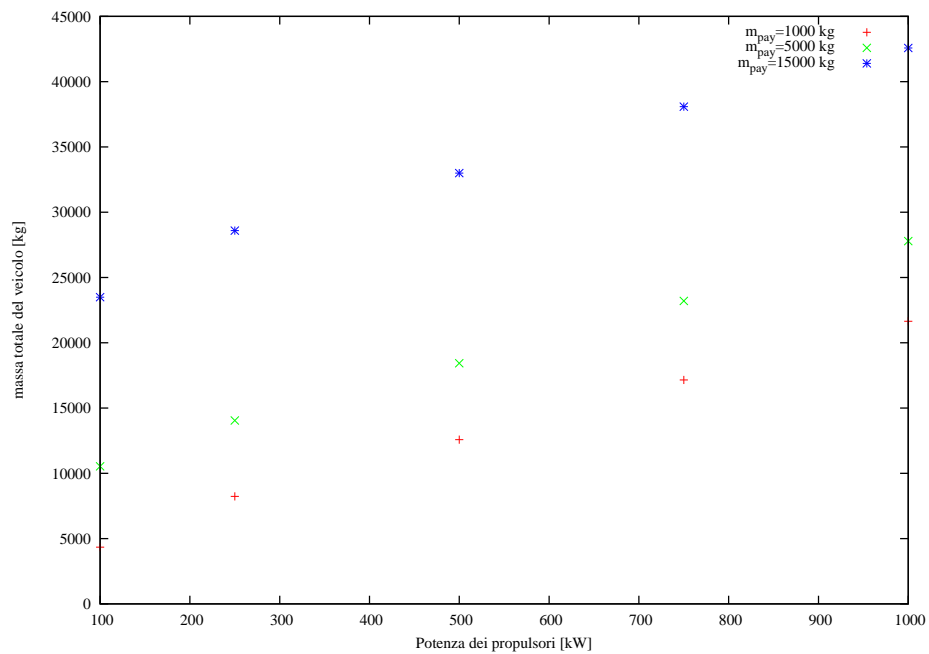


Figura B.3: Diagramma massa totale del veicolo/potenza, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$

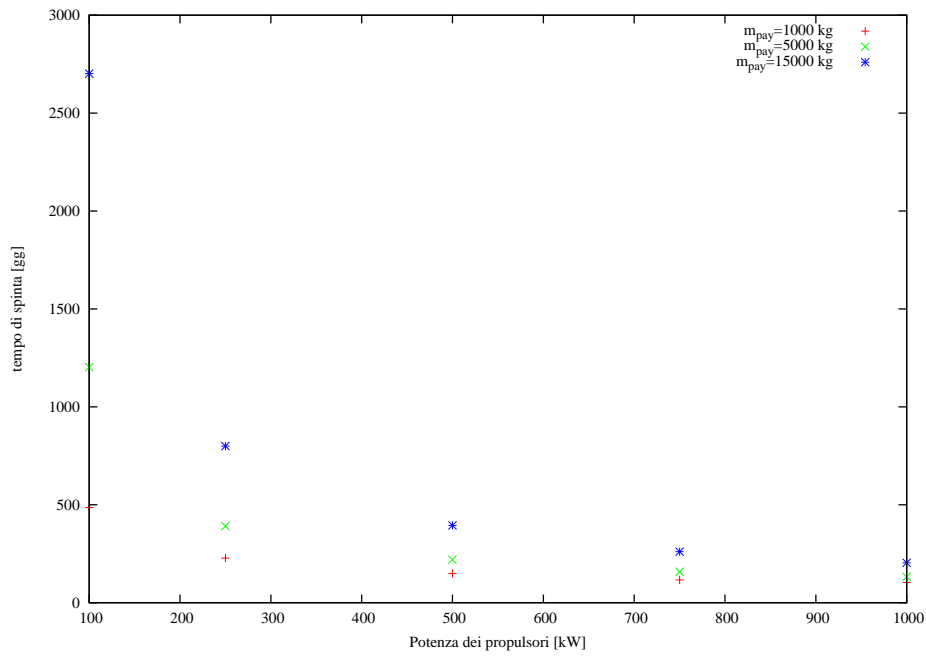


Figura B.4: Diagramma tempo di spinta/potenza, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$

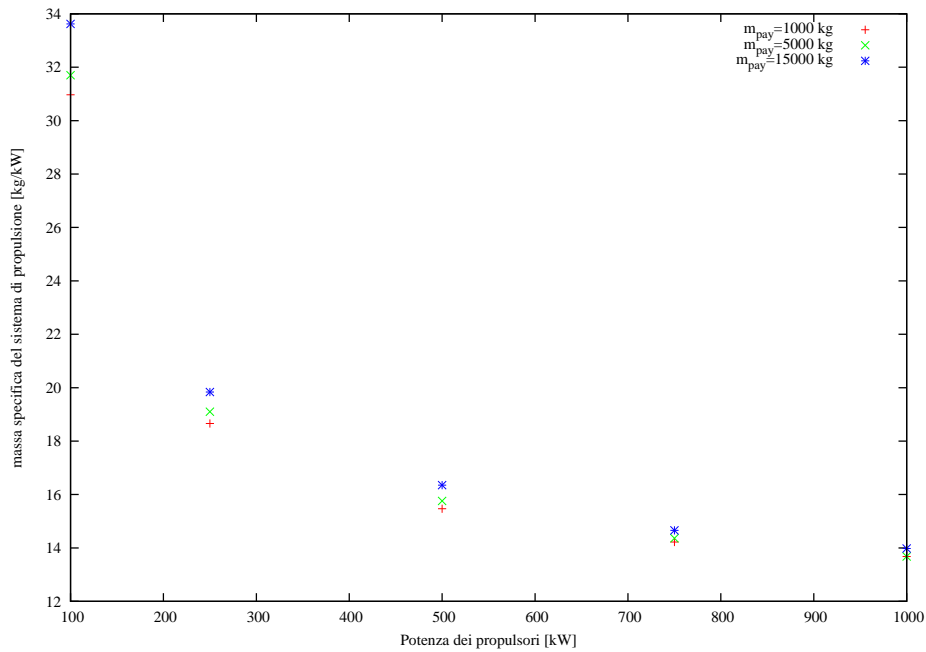


Figura B.5: Diagramma massa specifica del sistema di propulsione/potenza, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$

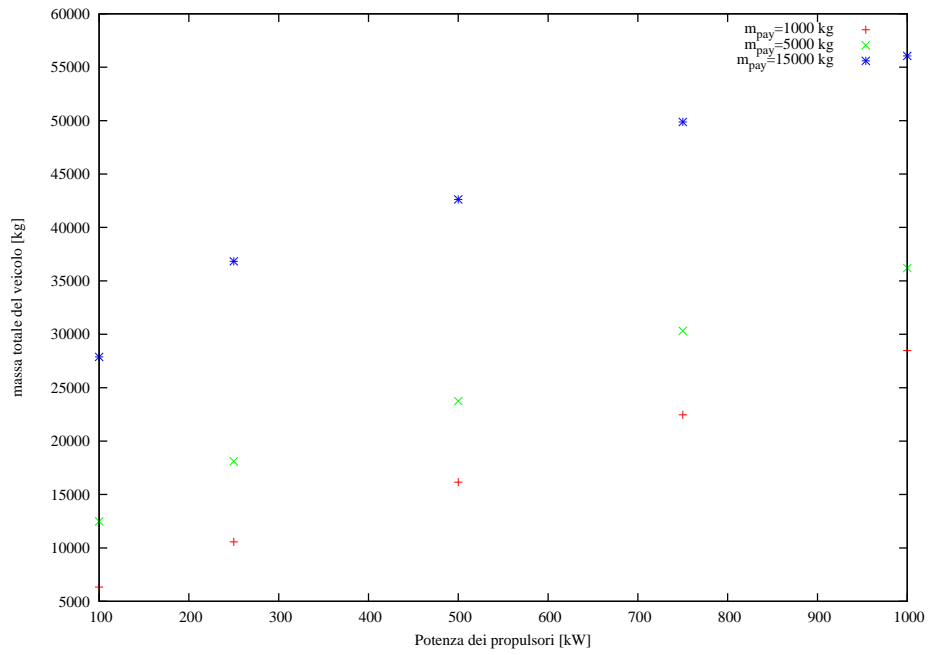


Figura B.6: Diagramma massa totale del veicolo/potenza, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$

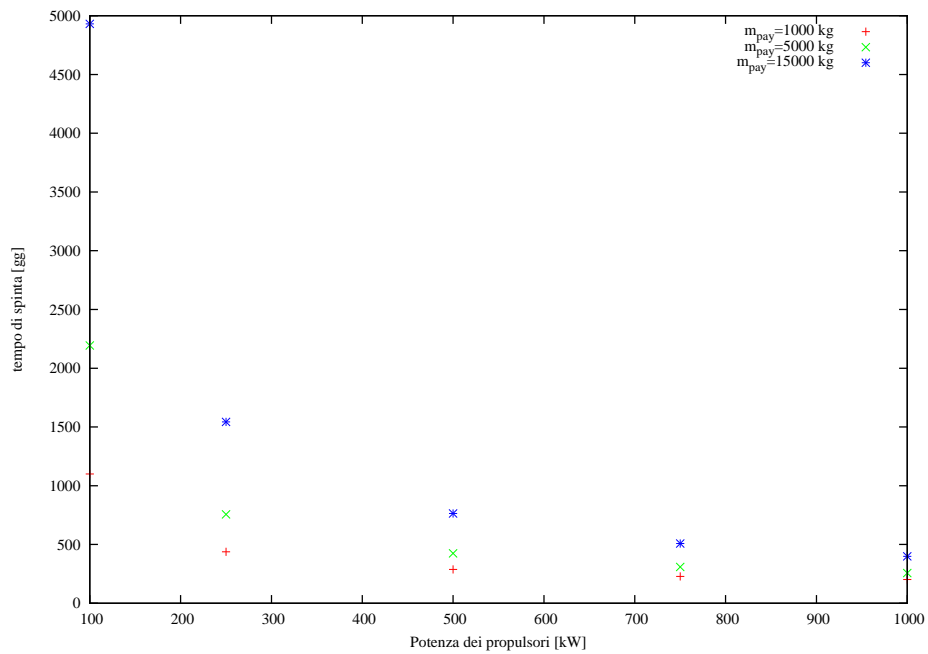


Figura B.7: Diagramma tempo di spinta/potenza, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	58,84	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.1: Veicolo da 100 kW_e con carico utile di 1000 kg , ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	60,04	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,3	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1929	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	2278	<i>kg</i>
Massa del propellente	924,6	<i>kg</i>
Tempo di spinta	486,3	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	22,78	<i>kg/kW</i>
Massa totale	4203	<i>kg</i>

Tabella B.2: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	110	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.3: Veicolo da 250 kW_e con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4632	<i>kg</i>
Massa del propellente	2470	<i>kg</i>
Tempo di spinta	227,8	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	18,53	<i>kg/kW</i>
Massa totale	8102	<i>kg</i>

Tabella B.4: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	220,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.5: Veicolo da $500 kW_e$ con carico utile di $1000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	7667	<i>kg</i>
Massa del propellente	3779	<i>kg</i>
Tempo di spinta	149,5	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	15,33	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,245e+04	<i>kg</i>

Tabella B.6: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	2	
Massa totale dei propulsori	220	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.7: Veicolo da 750 kW_e con carico utile di 1000 kg , ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8376	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,056e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	5464	<i>kg</i>
Tempo di spinta	116,8	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,08	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,703e+04	<i>kg</i>

Tabella B.8: Veicolo da 750 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	2	
Massa totale dei propulsori	293,9	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.9: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,355e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	6978	<i>kg</i>
Tempo di spinta	103,2	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,55	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,153e+04	<i>kg</i>

Tabella B.10: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	7	
Massa totale dei propulsori	103	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.11: Veicolo da $100 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	778,2	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,3	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	2719	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	3112	<i>kg</i>
Massa del propellente	2288	<i>kg</i>
Tempo di spinta	1204	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	31,12	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,04e+04	<i>kg</i>

Tabella B.12: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	146,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.13: Veicolo da $250 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4669	<i>kg</i>
Massa del propellente	4240	<i>kg</i>
Tempo di spinta	391,1	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	18,68	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,391e+04	<i>kg</i>

Tabella B.14: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	294,4	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.15: Veicolo da $500 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	7740	<i>kg</i>
Massa del propellente	5556	<i>kg</i>
Tempo di spinta	219,8	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	15,48	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,83e+04	<i>kg</i>

Tabella B.16: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	330	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.17: Veicolo da $750 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8376	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,067e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	7406	<i>kg</i>
Tempo di spinta	158,3	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,23	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,308e+04	<i>kg</i>

Tabella B.18: Veicolo da 750 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	440,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.19: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,369e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	8966	<i>kg</i>
Tempo di spinta	132,7	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,69	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,766e+04	<i>kg</i>

Tabella B.20: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	14	
Massa totale dei propulsori	205,9	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.21: Veicolo da 100 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	778,2	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,3	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	2719	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	3215	<i>kg</i>
Massa del propellente	5138	<i>kg</i>
Tempo di spinta	2702	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	32,15	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,335e+04	<i>kg</i>

Tabella B.22: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	7	
Massa totale dei propulsori	256,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.23: Veicolo da 250 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4779	<i>kg</i>
Massa del propellente	8674	<i>kg</i>
Tempo di spinta	800	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	19,12	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,845e+04	<i>kg</i>

Tabella B.24: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	6	
Massa totale dei propulsori	441,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.25: Veicolo da 500 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	7887	<i>kg</i>
Massa del propellente	9981	<i>kg</i>
Tempo di spinta	394,8	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	15,77	<i>kg/kW</i>
Massa totale	3,287e+04	<i>kg</i>

Tabella B.26: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	440	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.27: Veicolo da 750 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8376	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,078e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,218e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	260,5	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,38	<i>kg/kW</i>
Massa totale	3,797e+04	<i>kg</i>

Tabella B.28: Veicolo da 750 kW_e con carico utile di 15000 kg , ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	15	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	440,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.29: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,4	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,369e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,376e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	203,6	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,69	<i>kg/kW</i>
Massa totale	4,246e+04	<i>kg</i>

Tabella B.30: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 15 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	6	
Massa totale dei propulsori	88,26	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.31: Veicolo da $100 kW_e$ con carico utile di $1000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	778,2	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,2	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	2719	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	3097	<i>kg</i>
Massa del propellente	2092	<i>kg</i>
Tempo di spinta	1100	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	30,97	<i>kg/kW</i>
Massa totale	6189	<i>kg</i>

Tabella B.32: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	146,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.33: Veicolo da $250 kW_e$ con carico utile di $1000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4669	<i>kg</i>
Massa del propellente	4751	<i>kg</i>
Tempo di spinta	438,2	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	18,68	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,042e+04	<i>kg</i>

Tabella B.34: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	294,4	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.35: Veicolo da $500 kW_e$ con carico utile di $1000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	7740	<i>kg</i>
Massa del propellente	7279	<i>kg</i>
Tempo di spinta	287,9	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	15,48	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,602e+04	<i>kg</i>

Tabella B.36: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	330	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.37: Veicolo da $750 kW_e$ con carico utile di $1000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8375	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,067e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,067e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	228	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,23	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,234e+04	<i>kg</i>

Tabella B.38: Veicolo da 750 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	1000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	440,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.39: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,369e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,366e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	202,1	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,69	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,836e+04	<i>kg</i>

Tabella B.40: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 1000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	11	
Massa totale dei propulsori	161,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.41: Veicolo da $100 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	778,2	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,2	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	2719	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	3171	<i>kg</i>
Massa del propellente	4172	<i>kg</i>
Tempo di spinta	2194	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	31,71	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,234e+04	<i>kg</i>

Tabella B.42: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	7	
Massa totale dei propulsori	256,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.43: Veicolo da $250 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4779	<i>kg</i>
Massa del propellente	8196	<i>kg</i>
Tempo di spinta	756	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	19,12	<i>kg/kW</i>
Massa totale	1,797e+04	<i>kg</i>

Tabella B.44: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	6	
Massa totale dei propulsori	441,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.45: Veicolo da $500 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	7887	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,073e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	424,5	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	15,77	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,362e+04	<i>kg</i>

Tabella B.46: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	4	
Massa totale dei propulsori	440	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.47: Veicolo da $750 kW_e$ con carico utile di $5000 kg$, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 km/s$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8375	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,078e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,442e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	308,3	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,37	<i>kg/kW</i>
Massa totale	3,02e+04	<i>kg</i>

Tabella B.48: Veicolo da 750 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	5000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	3	
Massa totale dei propulsori	440,8	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.49: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 5000 kg , ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,369e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,738e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	257,1	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,69	<i>kg/kW</i>
Massa totale	3,607e+04	<i>kg</i>

Tabella B.50: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 5000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	22	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,02	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	2553	<i>A</i>
Impulso specifico	6310	<i>s</i>
Spinta complessiva	1,362	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,42	
Massa del singolo propulsore	13,37	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	24	
Massa totale dei propulsori	353	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	10	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	3,786	<i>m</i>
Massa della cablatura	28,26	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	161,9	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	29,06	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	13,5	<i>m</i> ²
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	40,49	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	289,8	<i>kg</i>

Tabella B.51: Veicolo da 100 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5$ *km/s* (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	587,5	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	603,9	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,132e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	677,7	<i>kg</i>
Massa dello scudo	778,2	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	68,71	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	10	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	412,2	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	2719	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	3362	<i>kg</i>
Massa del propellente	9376	<i>kg</i>
Tempo di spinta	4932	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	33,62	<i>kg/kW</i>
Massa totale	2,774e+04	<i>kg</i>

Tabella B.52: Veicolo da 100 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5$ *km/s* (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	litio	
Portata di massa del singolo propulsore	125,5	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,04	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	4	
Corrente operativa	4047	<i>A</i>
Impulso specifico	4361	<i>s</i>
Spinta complessiva	5,367	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,4592	
Massa del singolo propulsore	33,32	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	12	
Massa totale dei propulsori	439,9	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	18	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	5,215	<i>m</i>
Massa della cablatura	68,95	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	403,6	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	72,42	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	33,61	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	715,1	<i>kg</i>

Tabella B.53: Veicolo da 250 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	563,6	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1110	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	9,13e+05	<i>W</i>
Massa del reattore	892,6	<i>kg</i>
Massa dello scudo	320,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	189,7	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	18	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	1138	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	3807	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	4962	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,673e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	1543	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	19,85	<i>kg/kW</i>
Massa totale	3,669e+04	<i>kg</i>

Tabella B.54: Veicolo da 250 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	292,6	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,11	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	6547	<i>A</i>
Impulso specifico	4381	<i>s</i>
Spinta complessiva	12,57	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5381	
Massa del singolo propulsore	66,91	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	10	
Massa totale dei propulsori	736	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	26	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	25,8	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	810,3	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	145,4	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	67,48	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	202,4	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1313	<i>kg</i>

Tabella B.55: Veicolo da 500 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	565,4	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	1766	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	1,833e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1288	<i>kg</i>
Massa dello scudo	224,7	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	382,8	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	26	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	2297	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	6133	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	8181	<i>kg</i>
Massa del propellente	1,931e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	763,6	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	16,36	<i>kg/kW</i>
Massa totale	4,249e+04	<i>kg</i>

Tabella B.56: Veicolo da 500 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	541,4	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,12	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	8687	<i>A</i>
Impulso specifico	4107	<i>s</i>
Spinta complessiva	21,8	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,5855	
Massa del singolo propulsore	99,99	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	6	
Massa totale dei propulsori	660	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	32	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	46,05	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1211	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	217,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	100,8	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	302,5	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	1966	<i>kg</i>

Tabella B.57: Veicolo da 750 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	566	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	475	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,2852	
Massa dei convertitori	2308	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	2,739e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	1678	<i>kg</i>
Massa dello scudo	194,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	572,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	32	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	3434	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	8375	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,1e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	2,376e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	508	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	14,67	<i>kg/kW</i>
Massa totale	4,976e+04	<i>kg</i>

Tabella B.58: Veicolo da 750 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Massa del carico utile	15000	<i>kg</i>
Variazione di velocità	24,5	<i>km/s</i>
Limite operativo dei propulsori	5000	<i>h</i>
Tipo di propellente	argo	
Portata di massa del singolo propulsore	782,3	<i>mg/s</i>
Campo magnetico applicato del singolo propulsore	0,13	<i>T</i>
Rapporto dei raggi di anodo e catodo	2	
Corrente operativa	1,039e+04	<i>A</i>
Impulso specifico	4059	<i>s</i>
Spinta complessiva	31,14	<i>N</i>
Efficienza propulsiva	0,6187	
Massa del singolo propulsore	133,6	<i>kg</i>
Numero di propulsori totali	5	
Massa totale dei propulsori	734,6	<i>kg</i>
Rapporto tra tensione di trasmissione e operativa	4	
Lunghezza della prima struttura di separazione	36	<i>m</i>
Lunghezza della seconda struttura di separazione	0	<i>m</i>
Massa della cablatura	62,46	<i>kg</i>
Massa dell'elettronica di condizionamento	1618	<i>kg</i>
Massa del trasformatore	290,3	<i>kg</i>
Superficie del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	134,7	<i>m²</i>
Massa del radiatore del sottosistema di gestione della potenza	404,1	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di gestione della potenza	2624	<i>kg</i>

Tabella B.59: Veicolo da 1000 kW_e con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (1/2)

Temperatura massima del ciclo	1300	<i>K</i>
Temperatura massima dei radiatori del generatore	596,1	<i>K</i>
Temperatura minima del ciclo	500	<i>K</i>
Ciclo recuperato a 2 stadi di compressione		
Efficienza di conversione	0,253	
Massa dei convertitori	2799	<i>kg</i>
Potenza termica del reattore	4,124e+06	<i>W</i>
Massa del reattore	2273	<i>kg</i>
Massa dello scudo	209,5	<i>kg</i>
Superficie complessiva dei radiatori del generatore	730,3	<i>m</i> ²
Lunghezza complessiva dei radiatori del generatore	36	<i>m</i>
Massa complessiva dei radiatori del generatore	4382	<i>kg</i>
Massa totale del sottosistema di generazione	1,063e+04	<i>kg</i>
Massa totale del veicolo a vuoto	1,399e+04	<i>kg</i>
Massa del propellente	2,695e+04	<i>kg</i>
Tempo di spinta	398,7	<i>gg</i>
Massa specifica del sistema di propulsione	13,99	<i>kg/kW</i>
Massa totale	5,594e+04	<i>kg</i>

Tabella B.60: Veicolo da 1000 *kW_e* con carico utile di 15000 *kg*, ottimizzazione del tempo di spinta, $\Delta v = 24,5 \text{ km/s}$ (2/2)

Appendice C

Disegni

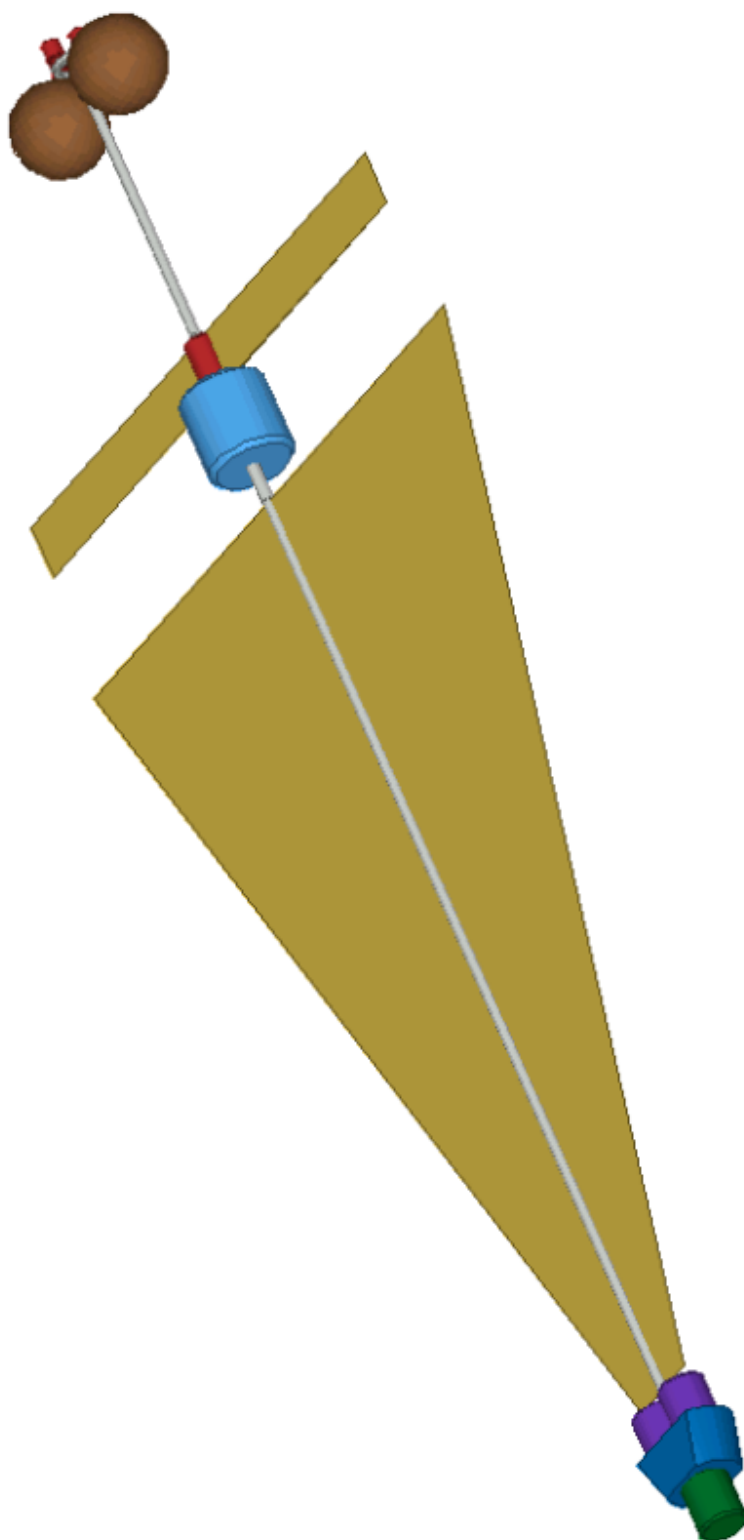


Figura C.1: Disegno schematico di un veicolo da 250 kW_e

Bibliografia

- [1] <http://ssd.jpl.nasa.gov/>.
- [2] Steven Aftergood. Background on space nuclear power. Relazione tecnica, Committee to Bridge the Gap, 1988. http://www-rsicc.ornl.gov/ANST_site/background.pdf.
- [3] B. N. Agrawal. *Design of geosynchronous spacecraft*. Prentice Hall, 1986.
- [4] M. Andrenucci e F. Paganucci. Experimental performance of MPD thruster. In 21st *IEPC*, 1990.
- [5] M. Andrenucci, F. Paganucci, e A. Turco. MPD thruster plume diagnostics. In 23rd *IEPC*, 1993.
- [6] Arianespace. http://www.arianespace.com/site/launcher/future_sub_index.html.
- [7] Arianespace. *Ariane 5 user's manual*, 2000.
- [8] Fabian Barile. Sperimentazione di un propulsore MPD con camera anodica di preionizzazione. Tesi di laurea, Università di Pisa, 1998-1999.
- [9] J. W. Barnett e R. G. Jahn. Onset phenomena in MPD thrusters. In 18th *IEPC*, 1985.
- [10] Michael J. Barrett. Performance expectations of closed-brayton-cycle heat exchangers in 100-kwe nuclear space power systems. Relazione tecnica, NASA GRC, 2003.
- [11] Alessio Belli. Studio sperimentale delle prestazioni e diagnostica del getto di un motore MPD a doppio stadio. Tesi di laurea, Università di Pisa, 2003-2004.
- [12] J. A. Bittencourt. *Fundamentals of plasma physics*. Pergamon Press, 1986.
- [13] <http://burro.astr.cwru.edu/Academics/Astr221/SolarSys/equiltemp.html>.

- [14] Centropazio. Indagine sperimentale sul funzionamento di un propulsore elettrico a due stadi di nuova concezione. Relazione tecnica, Centropazio, 1998.
- [15] Ugo Cesari. Studio e caratterizzazione sperimentale del campo magnetico applicato in un propulsore MPD. Tesi di laurea, Università di Pisa, 1999-2000.
- [16] E. Y. Choueiri, A. J. Kelly, e R. G. Jahn. The manifestation of Alfven hypothesis of critical ionisation velocity in the performance of MPD thrusters. In 18th *IEPC*, 1985.
- [17] Edgar Choueiri. Scaling of thrust in self-field magnetoplasmadynamic thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, 14(5):744, September-October 1998.
- [18] Mary Byrd Davis. *La France nucléaire: matières et sites 2002*. WISE-Paris, 2002. http://www.francenuc.org/fr_chn/filieres7.htm.
- [19] M. M. El-Wakil. *Nuclear energy conversion*. Intext educational publishers, 1971.
- [20] D. Buden et al. Selection of power plant elements for future reactor space electric power systems. Relazione tecnica, Los Alamos Scientific Laboratory, 1979.
- [21] F. Paganucci et al. Performance of an applied field MPD thruster with a pre-ionization chamber. In 28th *IEPC*, 2003.
- [22] J. A. Dearien et al. System engineering of a NEP rocket to the moon and mars. In 22nd *IEPC*, 1991.
- [23] K. R. Sridhar et al. Evaluation of a reverse Brayton cycle heat pump for lunar base cooling. In 24th *ICES*, 1994.
- [24] M. Zuin et al. Plasma fluctuations in an MPD thruster with and without the application of an external magnetic field.
- [25] R. Frisbee et al. Power processing units for high powered nuclear electric propulsion with MPD thrusters. In 23rd *IEPC*, 1993.
- [26] Ronald J. Lipinski et al. Small fission power systems for NEP. In *STAI F 2002*, 2002.

- [27] V. B. Tikhonov et al. Research on plasma accelerators processes in self-field and applied magnetic field thrusters. In *23rd IEPC*, 1993.
- [28] V. B. Tikhonov et al. Performance of 130 kW MPD thruster with an external magnetic field and Li as a propellant. In *IEPC 97*, pp. 728–733, 1997.
- [29] V. I. Brukhty et al. The effect of alkali metal electric rocket engines on spacecraft. In *IEPC-93*, 1993.
- [30] Robert H. Frisbee e Nathan J. Hoffman. Electric propulsion options for mars cargo missions. In *28th JPC*, 1996.
- [31] James Gilland. MPD thruster performance models for system and mission analysis. In *39th Joint Propulsion Conference*, 2003.
- [32] Mike Houts, Melissa Van Dyke, Tom Godfrey, Kevin Pedersen, James Martin, Ricky Dickens, Pat Salvail, Ivana Hrbud, e Robert Carter. Phase 1 space fission propulsion system design considerations. In *STAIF 2002*, 2002.
- [33] R. G. Jahn. *Physics of electric propulsion*. McGraw-Hill, 1968.
- [34] Robert G. Jahn e Edgar Y. Choueiri. Electric propulsion. In *Encyclopedia of Physical Science and Technology*, volume 5, pp. 125–141. Academic Press, terza edizione, 2002.
- [35] James H. Lee Jr., Steven D. Clement, e Robert J. Hanrahan. Old myths and new realities: a 21st century space reactor cost estimate. In *STAIF 2002*, 2002.
- [36] Giovanni Lentini. Prestazioni di un motore MPD con camera anodica di preionizzazione. Tesi di laurea, Centrosazio, 1998-1999.
- [37] H. Mäcker. Plasma jets in arcs in a process of self-induced magnetic compression. *Zeitschrift für Physik*, 141(1):198–216, 1955.
- [38] Lee S. Mason. A comparison of brayton and stirling space nuclear power systems for power levels from 1 kilowatt to 10 megawatts. In *STAIF 2001*, 2001.
- [39] Lee S. Mason. A power conversion concept for the jupiter icy moons orbiter. Relazione tecnica, NASA GRC, 2003.
- [40] Lee S. Mason, Richard K. Shaltens, James L. Dolce, e Robert L. Cataldo. Status of brayton cycle power conversion development at NASA GRC. In *STAIF 2002*, 2002.

- [41] Janis M. Niedra. 200 °C demonstration transformer operates efficiently at 50 kHz. Relazione tecnica, QSS group, inc., 2003.
- [42] R. C. Obert e R. G. Jahn. Anode phenomena in high-current accelerators. In *9th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 1971.
- [43] David I. Poston, Richard J. Kapernick, e Ray M. Guffee. Design and analysis of the SAFE-400 space fission reactor. In *STAIF 2002*, 2002.
- [44] Belfast High School. <http://www.belfasthigh.org.uk/science/physics/alevel-content.html>.
- [45] V. B. Tikhonov e G. A. Dyakonov. MPD thruster with external magnetic field and ionization chamber. In *24th IEPC*, 1995.
- [46] United Nations Office for Outer Space Affairs, <http://www.oosa.unvienna.org/SpaceLaw/nps.html>. *Principles Relevant to the Use of Nuclear Power Sources In Outer Space*, 2001.